

DLR-IB-AE-GO-2021-50

Flight-LAB OVAL Abschlussbericht

Dr. Marc Böswald et al.



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Dokumenteigenschaften

Titel	Flight-LAB OVAL Abschlussbericht
Betreff	LuFo V-2 Verbundprojekt Flight-LAB, DLR-Antrag OVAL
Institut	Institut für Aeroelastik
Erstellt von	Dr. Marc Böswald
Beteiligte	Dr. René Winter, Simon Heyen, Dr. Carsten Spehr, Dr. Stefan Haxter
Geprüft von	Dr. René Winter
Freigabe von	Prof. Dr. Lorenz Tichy
Datum	15.03.2021
Version	1.0
Dateipfad	Keine Angabe

Verbund Flight-LAB

Abschlussbericht

für den Berichtszeitraum

01.07.2016 – 30.09.2020

zum Vorhaben

Optische Vibrationsmesstechnik und effiziente Analysetools

OVAL in Flight-LAB

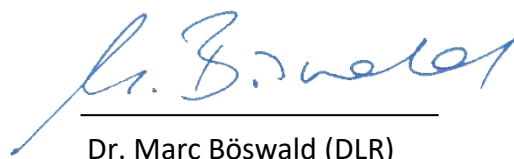
Gefördert in dem Luftfahrtforschungsprogramm LuFoV-2

durch das BMWi der Deutschen Bundesregierung

aufgrund eines Beschlusses des deutschen Bundestages.

Zuwendungsempfänger:	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)
Förderkennzeichen:	20K1511C
Laufzeit des Vorhabens:	01.07.2016 - 30.09.2019, inkl. Aufstockung bis 30.06.2020
Erstellungsdatum:	1. Dezember 2020
Ref.-Nr.:	LuFoV-2_Flight-LAB_DLR_2020HJ2_Abschlussbericht

Vorhabenleiter OVAL:



Dr. Marc Böswald (DLR)



Diese Seite bleibt leer.



Inhaltsverzeichnis

1	Zusammenfassung	4
1.1	Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen	5
1.2	Wissenschaftliche/technische Ergebnisse AP3100	5
1.3	Wissenschaftliche/technische Ergebnisse AP3200	6
1.4	Verlauf des Vorhabens	7
1.5	Erreichung der Ziele des Vorhabens	7
1.6	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	7
2	Technischer Bericht	8
2.1	AP3100 – Effiziente Analysetools	8
2.2	AP3200 - Effizientes Messen von Rumpfstrukturen	26
3	Anhang	70
3.1	Veröffentlichungen, Vorträge	70
3.2	Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur	70
4	Abbildungsverzeichnis	71
5	Tabellenverzeichnis	76

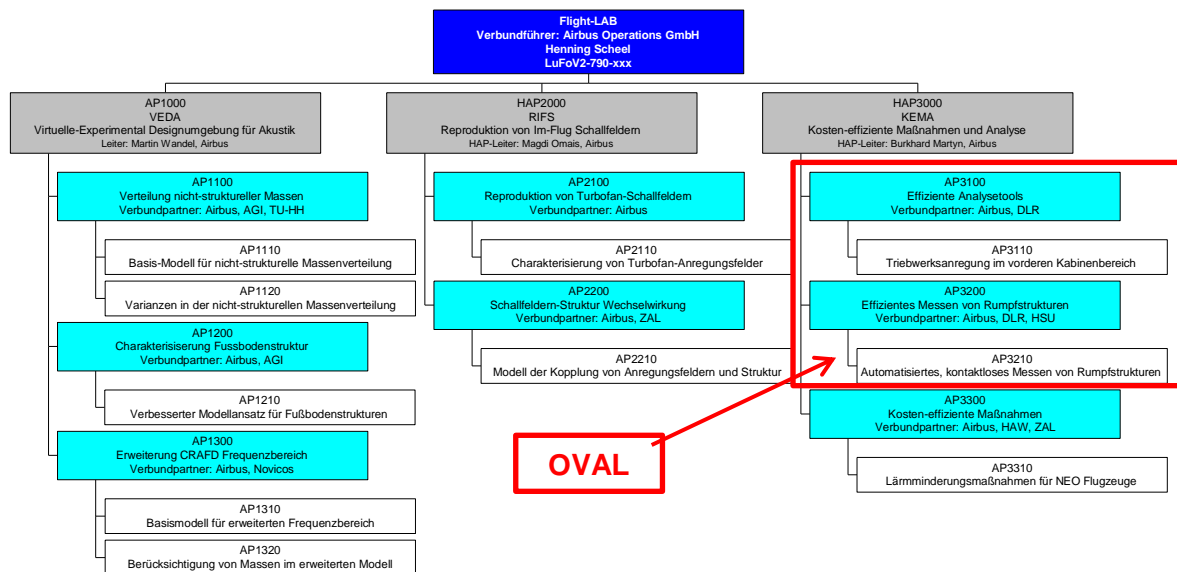
1 Zusammenfassung

Das übergeordnete Ziel des Verbundvorhabens Flight-LAB war die Abbildung der akustischen Problemstellung bei neuen Flugzeug-Derivaten im Frequenzbereich 200Hz bis 700Hz mittels der Versuchseinrichtung „Acoustic FlightLAB“ und dem Flugversuchsträger ATRA des DLR. Beabsichtigt wurde die Minimierung des Kabinenlärmmrisikos bei produktivitätssteigernden Modifikationen klassischer Flugzeugkonfigurationen mit neuen Antriebskonzepten. Einen entscheidenden Parameter für die schrittweise Optimierung des akustischen Gesamtflugzeugentwurfs stellt die Vibroakustik dar, deren interdisziplinäre Funktion die Bewertungsfähigkeit der einzelnen Modifikation im adressierten Frequenzbereich bereitstellen kann.

Das Ziel des Vorhabens OVAL (Optische Vibrationsmesstechnik und effiziente Analysetools) war es, einen Beitrag für die Verbesserung des akustischen Kabinenkomforts und Verkürzung der Entwicklungszeiten akustischer Lärminderungsmaßnahmen für Flugzeuge mit neuen Antriebskonzepten (New Engine Option, NEO) und zukünftiger hocheffizienter Antriebssysteme (z.B. Ultra-High Bypass Ratio Fan, UHBR) zu leisten. In dem adressierten Frequenzbereich sind Lärmprobleme in der Regel auf gekoppelte Probleme von Vibrationsweiterleitung und akustische Transmission zurückzuführen. Daher wurde in OVAL eine kombinierte Schalldruck- und Vibrationsmesstechnik entwickelt, welche die Ermittlung von Transferpfaden für Körperschall und die Lokalisierung von Schall abstrahlenden Regionen einer Rumpfstruktur simultan ermöglicht.

Die experimentelle Datenbasis zur Bewertung neuartiger Antriebskonzepte ist naturgemäß sehr gering. Daher wurden auf Basis vorhandener Flugtestdaten von Versuchsträger ATRA empirische Modelle entwickelt, welche die schnelle Bereitstellung von Kabinenlärmpegeln für verschiedene Flugzustände und Triebwerkseinstellungen eines Flugzeugs mit herkömmlichen Strahltriebwerken (Classical Engine Option, CEO) ermöglichen. Dies ist vor dem Hintergrund, dass die Kabinenakustik zunehmend einen zentralen Auslegungsbaustein für die Optimierung der Wirtschaftlichkeit des Gesamtflugzeugentwurfs ohne Verlust des Komforts darstellt, umso bedeutender.

Das Projekt OVAL umfasst die Arbeitspakete 3100 und 3200 des übergeordneten Verbundprojekts Flight-LAB. Dessen detaillierte Arbeitspaketstruktur ist in Abbildung 1-1 gezeigt.



**Abbildung 1-1: Projekt-Arbeitspaketstruktur des Airbus Vorhabens Flight-LAB
in dem gleichnamigen Verbund Flight-LAB (LuFoV.2)**

1.1 Bezug des Vorhabens zu den förderpolitischen Zielen

Im Verbundvorhaben Flight-LAB und im Vorhaben OVAL sind industrielle und anwendungsorientierte Forschung und Technologieentwicklung adressiert, insbesondere effiziente Analysetools und Mess-technik für die Entwicklung effizienter Lärminderungsmaßnahmen. Somit leistet das Vorhaben OVAL einen Beitrag zu dem LuFo V-2 Ziel 2 „*Sichere und passagierfreundliche Luftfahrt*“, um den hohen Anforderungen der Passagiere an Komfort der Luftfahrt von morgen zu entsprechen. Des Weiteren sind die Ziele des Vorhabens OVAL konform mit der LuFo V-2 Programmlinie 3 „*Technologie*“, insbesondere mit dem Schwerpunkt 3.1 „*Passagierfreundliche und ökoeffiziente Kabine*“.

1.2 Wissenschaftliche/technische Ergebnisse AP3100

Im AP 3100 wurden Flugtestdaten aus der LuFo-IV Kampagne „SIMKAB“ ausgewertet mit dem Ziel, die beim Takeoff auftretenden Geräusche aus dem Triebwerk zu charakterisieren. Das beim Flugversuchsträger ATRA installierte Triebwerk vom Typ V2500-A5 wies beim Takeoff ein ausgeprägtes „Buzzsaw“-Geräusch auf, welches das Ziel der Charakterisierung war. Als gewünschte Ergebnisse der Auswertungen wurden in Kooperation mit Airbus mehrere Analysen definiert, mithilfe derer eine Charakterisierung des Geräusches auf der Außenhaut der Kabine, sowie die Übertragung in den Innenraum untersucht werden konnten. Die Ergebnisse wurden nach Abschluss der Arbeiten übergeben.

Der experimentelle Datensatz ließ aufgrund der Vielseitigkeit der verwendeten Sensoren und Sensorpositionen eine Vielzahl von Analysen zu. Der gesamte Takeoff von Flight Level 0 (FL0) bis FL390 wurde in Zeitabschnitte von 10s aufgeteilt und jeder Zeitabschnitt einzeln analysiert. Somit war eine Charakterisierung des gesamten Takeoffs mit verschiedenen Methoden möglich, welche nachfolgend zusammengefasst werden.

Die Kohärenz der Druckschwankungen auf der Außenhaut zwischen verschiedenen Positionen auf jeweils einer Seite des Rumpfes, sowie die Kohärenz zwischen den Signalen an gleicher Position, jedoch



spiegelbildlich auf der anderen Rumpfseite gab einen Einblick in die Symmetrie des Schallfeldes. Zusammen mit Mikrofonen innerhalb der Kabine konnte der Schalldurchgang durch die Kabinenhaut beschrieben werden. Dies lieferte insofern spannende Einsichten, da aufgrund der harmonischen Charakteristik der Buzzsaw Geräusche ein Vergleich zwischen dem Durchgang des Eintrages von akustischen Druckschwankungen in die Außenhaut und dem Eintrag von hydrodynamischen Druckschwankungen gezogen werden konnten. Die akustischen Druckschwankungen zeigten einen deutlich höheren Energieeintrag in die Außenhaut als die hydrodynamischen Druckschwankungen. In jedem Zeitabschnitt wurde weiterhin eine Wellenzahlzerlegung durchgeführt, welche eine Charakterisierung der dominanten akustischen Quelle in Bezug auf Eintreffrichtung und Amplitude zuließ. Die Wellenzahlspektren selber können als experimentelle Eingangsdaten für die Statistische Energieanalyse (SEA) dienen. Zuletzt wurden für jeden Zeitabschnitt Leistungsspektren erstellt.

1.3 Wissenschaftliche/technische Ergebnisse AP3200

In diesem AP wurde die automatisierte und laserbasierte Vibrationsmesstechnik zur Kartierung von Vibrationen von Flugzeugrümpfen entwickelt. Es wurden in diesem AP alle anvisierten Ergebnisse erreicht. Das Laser-Scansystem konnte erfolgreich weiterentwickelt und zum Einsatz gebracht werden. Zu Beginn des Projektes wurde die Ansteuerungshardware durch ein Echtzeitsystem ausgetauscht. Die Betriebssoftware und das User-Interface wurden komplett neuentwickelt und fortlaufend durch die gesammelten Erfahrungen beim Einsatz des Systems ausgebaut. Es fand eine erste Erprobung des Fuselage Laser Scanners (FLS) in der Kabine der Do728 auf dem Gelände des DLR in Göttingen statt.

Im Anschluss wurde die Kopplung des FLS mit dem Mikrofon-Array der HSU Hamburg durchgeführt. Dazu wurde zunächst die Motorensteuerung des Mikrofon-Arrays vor Ort in Göttingen mit einem von der HSU zur Verfügung gestellten Reservemotor in das System des Fuselage Scanners integriert. Anschließend fand die Kopplung beider Systeme in Hamburg bei der HSU statt. Dafür stand der A400M-MSN5 Rumpf in einem Versuchslabor der HSU zur Verfügung, in welchem das Mikrofon-Array installiert ist. Teile des FLS wurden dem System als Aufsatz hinzugefügt um zusätzlich zu den Schallpegeln die Vibrationen des Flugzeugrumpfes mittels Laservibrometer messen zu können. Dazu fanden, über einen Zeitraum von 2 Jahren, mehrere Versuche in Hamburg bei der HSU statt um das System zu in Betrieb zu nehmen und bis zur Einsatzreife weiterzuentwickeln.

Zuerst wurde die physikalische Kopplung beider Systeme, sowie die Kommunikation und Datenablage getestet. Zusätzliche Arbeiten an der Schwingungsentkopplung für das Laservibrometer waren erforderlich um das System für die neue Messumgebung tauglich zu machen. Im Anschluss fanden einige Messreihen zur Validierung des kombinierten Messsystems statt. Der Projektteil wurde mit Messungen der kompletten Rumpfstruktur abgeschlossen. Die erste Messung erfolgte bei Anregung durch ein Lautsprecher-Array. Bei der zweiten Messung kam ein Shaker zum Einsatz.

Durch eine Aufstockung des Projektes konnte der FLS für eine weitere Messung im Flight-Lab Demonstrator in Hamburg im ZAL eingesetzt werden. Dazu wurde eine Vorrichtung entwickelt um das System kopfüber im Flight-LAB Demonstrator zu montieren. Motivation für dieses Vorhaben war die berührungslose Erfassung von Schwingungsdaten des Flight-LAB Demonstrator Fußbodens im ZAL in Hamburg und die Auswirkung von hohen Massen im Vergleich vom ungeladenen zum beladenen Zustand.

Dafür wurde ebenfalls der Aufbau des Systems in der Länge erweitert. Die modulare Erweiterbarkeit konnte dadurch erprobt werden.

Parallel zu den durchgeführten Versuchen wurde ein MATLAB Tool entwickelt welches auf schnelle und ressourcensparende Art die großen Messdateien einlesen kann und auf einfache Weise für Analysezwecke zur Verfügung stellt. Es eignet sich darüber hinaus um die Daten hinsichtlich unsauberer Messpunkte zu reinigen.

1.4 Verlauf des Vorhabens

Der Balkenplan für die Arbeitspakete 3100 und 3200 ist in Abbildung 1-2 dargestellt. Dieser Plan stellt die Arbeiten so dar wie sie im Projekt durchgeführt wurden. Die Aufstockung des Projekts ist in den Arbeiten im AP3265 abgebildet.

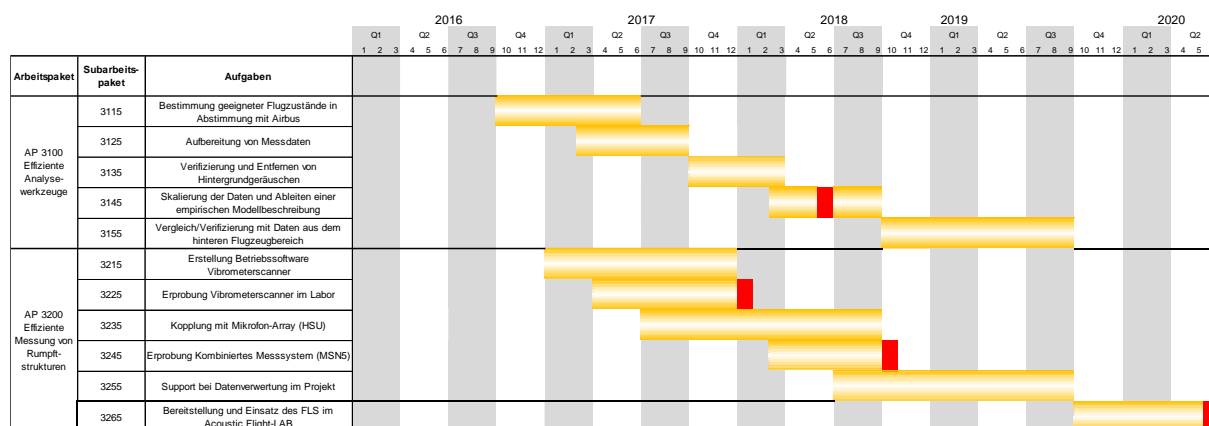


Abbildung 1-2: Subarbeitspakete und Meilensteinplanung in OVAL

1.5 Erreichung der Ziele des Vorhabens

Die im Antrag anvisierten Ziele konnten im Laufe des Projekts allesamt erreicht werden. Es konnte eine an Flugtestdaten verifizierte Modellbeschreibung der „Take-Off“ Geräusche eines Triebwerks erstellt werden. Ein automatisiertes Messsystem für Rumpfschwingungen konnte zur Einsatzreife entwickelt und mehrfach in den Einsatz gebracht werden. Zu Verifikation im kombinierten Einsatz mit einem Mikrofon-Array der HSU an der A400M-MSN5 Rumpftonne und, ermöglicht durch die zusätzliche Aufstockung des Projekts, im „Acoustic Flight-LAB“ Demonstrator zur berührungslosen Messung der Fußbodenschwingungen.

1.6 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

In Clean Sky 2, Large Passenger Aircraft IADP, werden von DLR-AE im Project ADEC Themen verfolgt, für welche die Verfügbarkeit eines schwingungs isolierten Laser-Scanning Systems vorteilhaft wäre. Eine Überlappung der Projekthalte gibt es jedoch nicht.

2 Technischer Bericht

2.1 AP3100 – Effiziente Analysetools

In Zusammenarbeit mit Airbus wurde sich auf die folgenden Fragestellungen geeinigt, um eine Charakterisierung der Buzz-Saw-Noise des Fans beim Start und Steigflug vorzunehmen. Der Fokus dieses Berichtes liegt auf der Beschreibung der Herkunft der Daten aus dem Experiment, sowie der Beschreibung der Datenverarbeitung. Exemplarisch werden einige der Datensätze grafisch aufbereitet und im Ansatz interpretiert und auf Plausibilität überprüft.

Der Flugversuch

Die ausgewerteten Daten entstammen der Flugtestkampagne SIMKAB aus dem Jahr 2011/2012. Für den Versuch wurde der DLR Versuchsträger „ATRA“ mit verschiedenen Mikrofonen und Beschleunigungssensoren ausgestattet. Die Beschleunigungssensoren wurden an Stringen, Frames, und auf der Außenhaut an einem Messschnitt befestigt, der in etwa über einen Bereich von 4 Rahmen reicht. Im gleichen Bereich wurde ein Mikrofonrahmen aufgestellt. Der Messbereich wurde in drei Flugversuchen an drei verschiedenen Positionen installiert um dort die Transmission des Schalls von außerhalb der Kabinen in die Kabine hinein zu untersuchen. Für die folgenden Auswertungen mit Fokus auf die Buzz-Saw-Noise wurden repräsentative Messungen am vorderen Messschnitt ausgewählt. Der vordere Messschnitt wurde gewählt, da hier der größte Eintrag an akustischer Energie verursacht durch Buzz-Saw-Noise in die Kabine hinein erwartet wurde. Um das Schallfeld auf der Außenseite der Kabine zu charakterisieren waren auf der Außenseite mehrere Oberflächenmikrofone vom Typ Brüel&Kjaer 4948 installiert. Die drei ersten Fenster auf der rechten Seite wurden durch Aluminiumfenster, ausgestattet mit Kulite Druckschwankungssensoren, ersetzt. Sowohl die Außenmikrofone als auch die Kulite Sensoren können dazu verwendet werden, die Transmission durch die Kabinenwand zu bestimmen. Die Position der Sensoren auf der Außenhaut ist in Abbildung 2-1 dargestellt und in Tabelle 2-1 zusammengefasst.

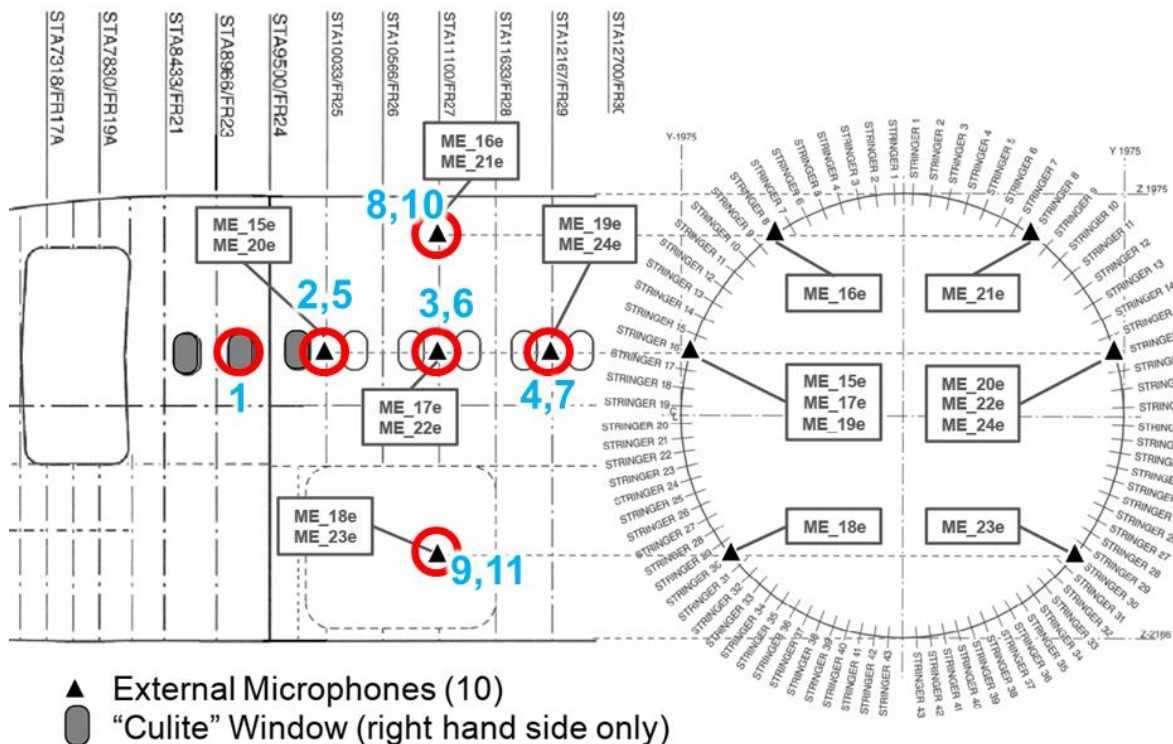


Abbildung 2-1: Skizze der Außenmikrofon- und Kulitepositionen auf der Außenhaut.
Die Identifikation ID ist als blaue Zahl angegeben.

Der verwendete Kulite-Sensor war hinter einer Bohrung installiert um die sensitive Oberfläche zu verringern und somit das räumliche Auflösungsvermögen des Sensors zu vergrößern. Der Durchmesser der Bohrung betrug 0.3mm. Die Helmholtz-Resonanzfrequenz des Aufbaus wurde zu 3,75kHz abgeschätzt.

Alle Mikrofone vom Typ Brüel&Kjaer 4948 waren in Pennywasher-Fassungen installiert. Da die Mikrofone eine Dicke von ca. 2,5mm aufweisen, ist es notwendig, die Stufe zwischen Oberfläche und Mikrofonoberseite möglichst durch eine Fase aufzufüllen. Diese Funktion übernimmt die Fassung, welche die Höhendifferenz von 2,5mm auf einem Kreis mit Durchmesser ca. 12cm auslaufen lässt.

Alle Druck- und Beschleunigungssensordaten wurden mit einer Abtastfrequenz von $f_s = 50\text{kHz}$ aufgezeichnet.

Tabelle 2-1: Auflistung der installierten Außenmikrofone und Kulite.

ID	Bezeichnung	Position	Typ
1	2B	Center of center Dummy Window	Kulite
2	ME_15e	RHS zw. 3. und 4. Fenster, hinter Kulite Array, Frame 25	B&K Type 4948
3	ME_17e	RHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	B&K Type 4948
4	ME_19e	RHS zw. 7. und 8. Fenster, Frame 29	B&K Type 4948



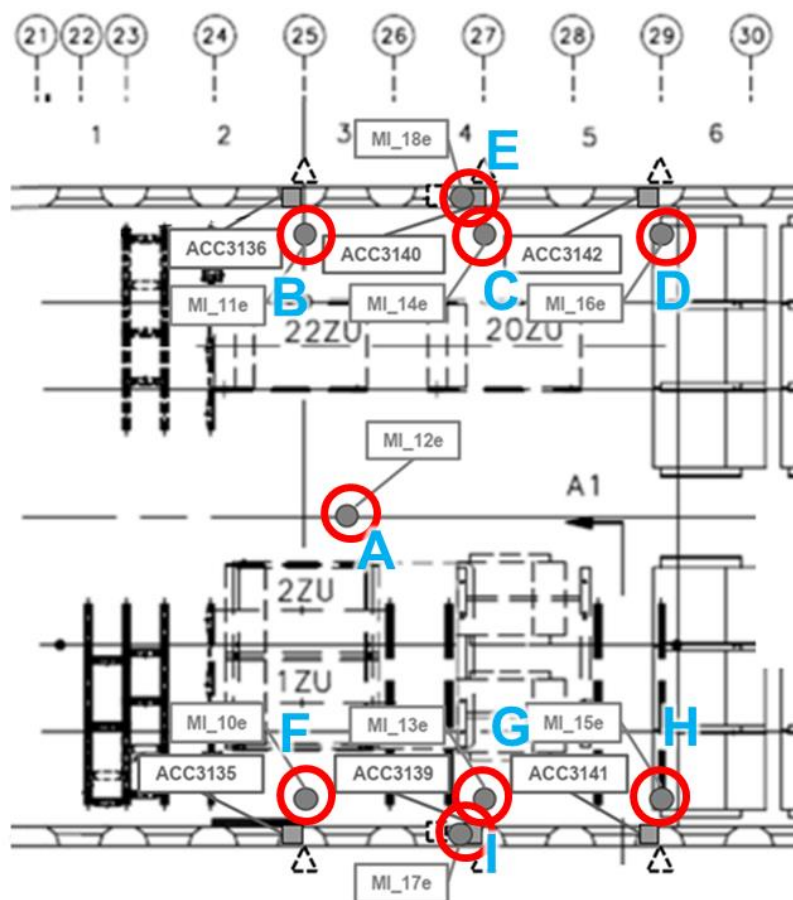
5	ME_20e	LHS zw. 3. und 4. Fenster, hinter Kulite Array	B&K Type 4948
6	ME_22e	LHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	B&K Type 4948
7	ME_24e	LHS zw. 7. und 8. Fenster, Frame 29	B&K Type 4948
8	ME_16e	RHS oberhalb Position 3, Frame 27	B&K Type 4948
9	ME_18e	RHS unterhalb Position 3, Frame 27	B&K Type 4948
10	ME_21e	LHS oberhalb Position 8, Frame 27	B&K Type 4948
11	ME_23e	LHS unterhalb Position 8, Frame 27	B&K Type 4948

Im Innenraum der Kabine wurden Mikrofone vom Typ G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC verwendet um die hier vorhandenen Druckschwankungen aufzuzeichnen. Die Mikrofonsignale der Kabinenmikrofone wurden zeitsynchron mit den Mikrofonsignalen der Außenmikrofone aufgezeichnet. Für die Mikrofone, welche sich hinter dem Lining befanden, wurde eine Aufhängung mit Gummibändern in einem runden Drahtkorb verwendet wie in Abbildung 2-2 gezeigt. Eine Auflistung der Mikrofone ist in Tabelle 2-2 sowie eine Skizze in Abbildung 2-3 gegeben.



Abbildung 2-2: Beispiel eines Einbaus eines Mikrofons hinter dem Lining mit Gummibändern im Drahtkorb

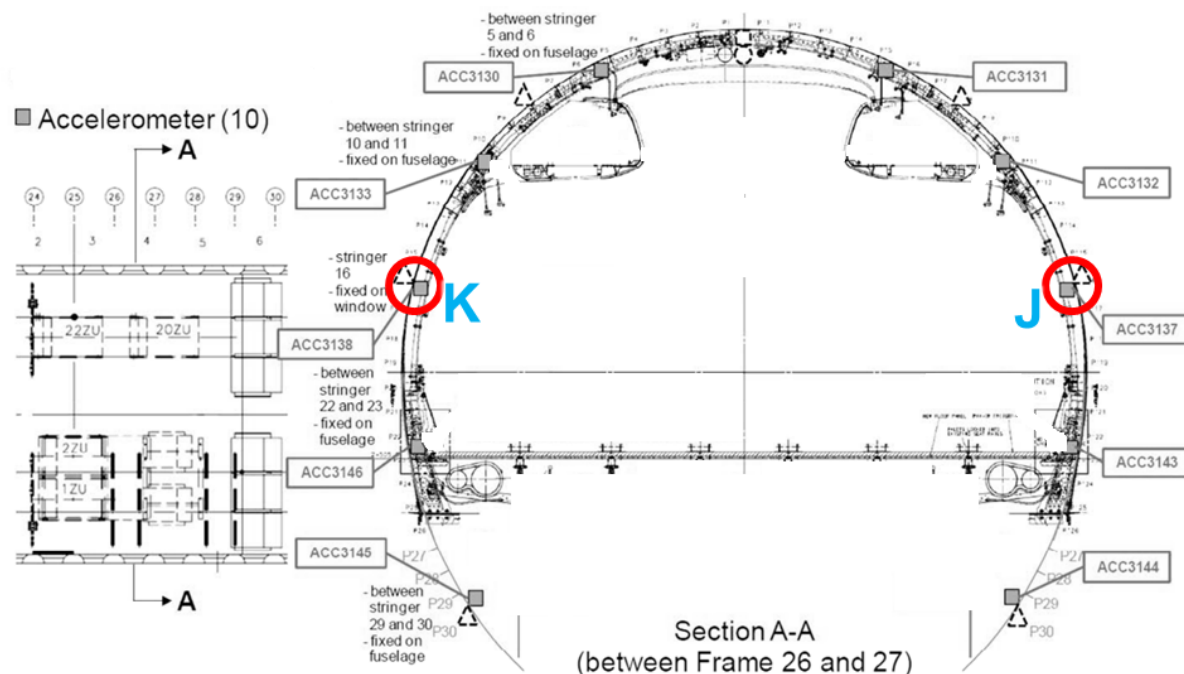
Zwei Beschleunigungssensoren vom Typ PCB M352 C 65 M wurden in die Analyse mit einbezogen. Ihre Position ist in Abbildung 2-4 skizziert sowie in Tabelle 2-3 aufgelistet.


Abbildung 2-3: Skizze der Kabinenmikrofone und der Mikrofone zwischen Paneelen und Außenhaut.
**Tabelle 2-2: Auflistung der verwendeten Kabinenmikrofone und Mikrofone
zwischen Paneelen und Außenhaut.**

ID	Bezeichnung	Position	Typ
A	MI_12e	Gangmitte, Höhe ca. 1m, zwischen Frame 25 und 26	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
B	MI_11e	RHS zw. 3. und 4. Fenster, Frame 25	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
C	MI_14e	RHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
D	MI_16e	RHS zw. 7. und 8. Fenster, Frame 29	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
E	MI_18e	RHS hinter Lining, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC



F	MI_10e	LHS zw. 3. und 4. Fenster, hinter Kulite Array	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
G	MI_13e	LHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
H	MI_15e	LHS zw. 7. und 8. Fenster, Frame 29	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
I	MI_17e	LHS hinter Lining, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC


Abbildung 2-4: Skizze der verwendeten Beschleunigungssensoren
Tabelle 2-3: Auflistung der verwendeten Beschleunigungssensoren

ID	Bezeichnung	Position	Typ
J	ACC3137, bzw. ACC_037	RHS Zwischen Frame 25 und dem vorigen Fenster; zwischen Stringer P'16 und P'17	PCB M352 C 65 M
K	ACC3138, bzw. ACC_038	LHS Zwischen Frame 25 und dem vorigen Fenster; zwischen Stringer P16 und P17	PCB M352 C 65 M

Zuletzt wurden auf der rechten Seite des Flugzeuges die ersten drei Passagierfenster durch Aluminiumfenster ersetzt. In diesen drei Fenstern wurden Kulite-Sensoren hinter 0,3mm-Bohrungen

installiert. Die Gesamtheit dieser Kulite Druckschwankungssensoren wurde wie ein Mikrofonarray verwendet. Die drei Aluminium-Fenster mit den installierten Sensoren sind in Abbildung 2-5 dargestellt.



Abbildung 2-5: Aluminium-Fenster mit installierten Kulite-Sensoren.

Flugzustandsdaten

Die ausgewählten Flugzustände sind auf das Auftreten von Buzz-Saw-Noise hin ausgewählt. Durch die benötigte hohe Triebwerksleistung bei Takeoff und Ascend treten die hohen Blattspitzengeschwindigkeiten des Fans hier bevorzugt auf, wodurch es zum Buzz-Saw-Noise kommt.

Für die Avionik im A320 „ATRA“ werden kontinuierlich flugrelevante Daten gemessen und aufgezeichnet. Zu den aufgezeichneten Parametern gehören z.B. die Flughöhe ermittelt aus dem statischen Umgebungsdruck oder per GPS, sowie die Fluggeschwindigkeit und der geschätzte Schiebewinkel. Diese Daten werden über die Flight Test Instrumentation Unit (FTI) entnommen und somit im Folgenden als FTI-Daten bezeichnet.

Wenn weitere Messungen an Bord vorgenommen werden, so ist es möglich die FTI-Daten anhand eines Zeitstempels mit den weiteren aufgezeichneten Daten zu kombinieren. Mit einer Abtastfrequenz von 10Hz liegt die Abtastfrequenz der FTI-Daten dabei Größenordnungen unterhalb der z.B. aufgezeichneten akustischen Daten, wie sie im Folgenden verwendet werden.

Eine Übersicht über die bereitgestellten Daten ist in Tabelle 2-4 gegeben.

Tabelle 2-4: Übersicht über die Parameter ausgelesen aus der FTI-Unit

Nr	Name	Anzahl Kanäle	Kommentar
1	Flughöhe	3	Ermittelt aus statischem Druck
2	Machzahl	2	
3	Fluggeschwindigkeit	2	
4	Engine Pressure Rate	2	



5	Drehzahl Fan	2	Kanal 1 für linkes TW, Kanal 2 für rechtes TW
6	Drehzahl Core	2	Kanal 1 für linkes TW, Kanal 2 für rechtes TW
7	Schiebewinkel	2	
8	Anstellwinkel	2	

Drei aufgezeichnete Takeoffs wurden identifiziert und für die Analyse aufbereitet. Details zur Flughöhe sind in Tabelle 2-5 und in Abbildung 2-6 dargestellt. Der Flug mit der Identifikation „F1“ wurde komplett vom Beginn des Starts bis zum Erreichen der Flugfläche 390 aufgezeichnet. Die Aufzeichnung der beiden anderen Flüge „E5“ und „E7“ wurde beim Erreichen der Flugfläche 100 beendet. Der Verlauf der beiden Flüge „E5“ und „E7“ bis zur Flugfläche 100 ist vergleichbar mit dem Flug „F1“ bis auf das die Drehzahl bei „E5“ am Ende der Aufzeichnung, sowie bei „E7“ bei ca. 100s deutlich abgesenkt wurde.

Tabelle 2-5: Ausgewählte Flugzustände

Identifikation	Dauer	Flughöhe Start --> Ende
F1	1300s	FL 0 --> FL 390
E5	290s	FL 0 --> FL 100
E7	300s	FL 0 --> FL 100

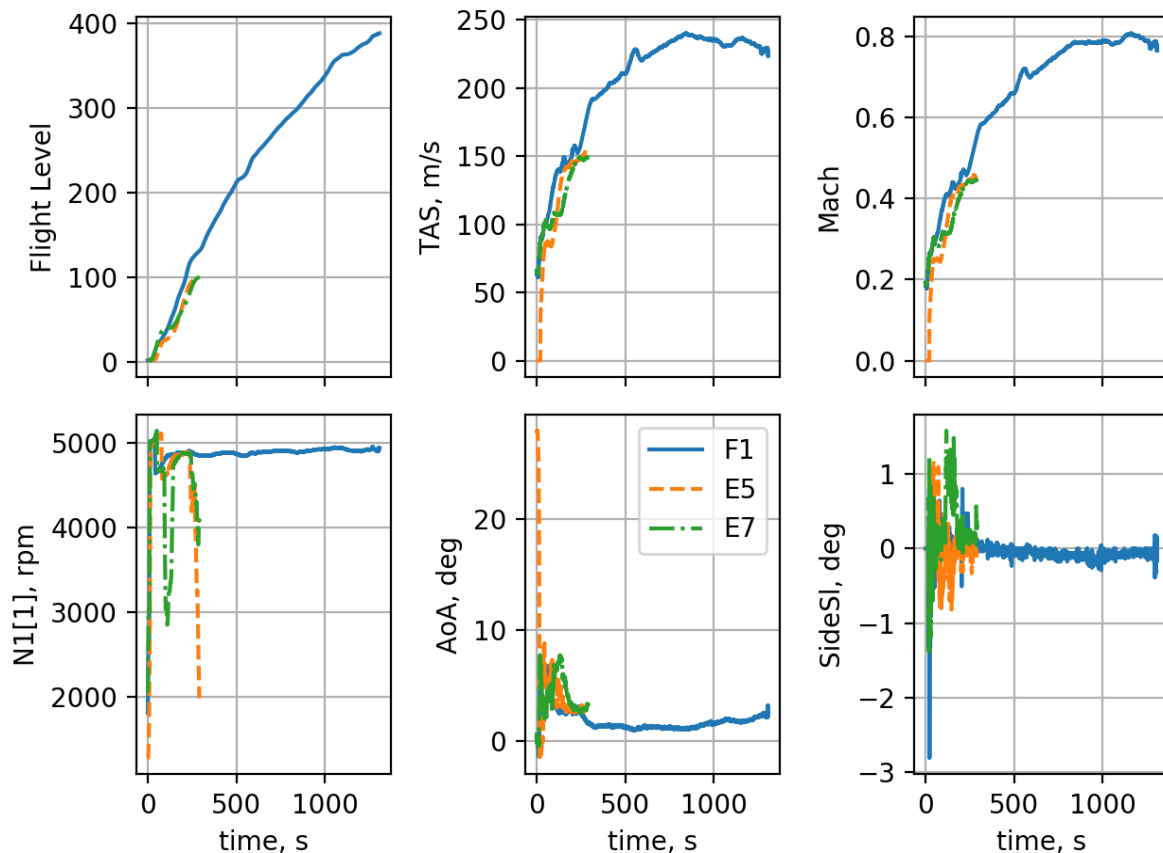


Abbildung 2-6: Zeitlicher Verlauf der FTI-Parameter für die drei ausgewählten Flüge

Speziell interessierende Flugflächen

Spezielles Augenmerk wurde auf das Durchfliegen der Flugflächen FL 0, FL 10, FL 20, FL 30, sowie FL 150 gelegt. Hier waren die gemittelten Spektren der Oberflächendruckschwankungen, sowie die Spektrogramme von Interesse. Der Zeitpunkt des Durchfliegens der interessanten Flugflächen wurde mittels der zeitaufgelösten Höhendaten aus der FTI Unit ermittelt und dann auf die Druckschwankungsdaten projiziert. Der Zeitstempel des Beginns der Aufzeichnung der Druckschwankungsdaten diente hierbei als Punkt für die zeitliche Synchronisation. Als Intervall für die Berechnung der Spektren und Spektrogramme beim Durchfliegen der interessierenden Flugflächen wurden die 3s je vor und nach dem ermittelten Zeitpunkt hinzugezogen, so dass ein Zeitraum von 6s für jede Flugfläche zur Auswertung zur Verfügung stand. Während für den Flug „F1“, der bis hin zur Flugfläche 390 reichte, alle 5 interessierenden Flugflächen zur Verfügung stehen, wurde bei den Flügen „E5“ und „E7“ die Flugfläche 150 weggelassen, da die Aufzeichnung der Daten hier bei FL 100 beendet wurde.

Um eine hohe gewünschte Frequenzauflösung von $\Delta f = 3.4 \text{ Hz}$ zu gewährleisten wurde für die gemittelte Bestimmung der Leistungsspektren an jeder Flugfläche eine Fensterlänge von $2^{14} = 16384$ Samples verwendet. Dies resultierte bei einer Überlappung von 50% in einer Anzahl von 35 Mittellungen. Es wurde eine von Hann-Gewichtung auf die Fenster angewendet.



Der gleiche Parametersatz wurde verwendet um Spektrogramme aus den Zeitabschnitten an speziell interessierenden Flugflächen zu erstellen. Ein beispielhaftes Spektrogramm vom Signal eines Außenmikrofons ist in Abbildung 2-7 dargestellt. Ab einer Engine Order von 2 – dem doppelten der Umdrehungsfrequenz des Fans – sind deutlich die zeitlich konstant auftretenden Peaks im Spektrum zu erkennen. Als Beispielfall wurde Flugfläche 10 gewählt also eine Höhe von ca. 300m (1000 Fuß), da der Effekt hier sehr gut sichtbar war.

Die aus den installierten ausgewählten Sensoren, für die Spektren berechnet wurden, sind in Tabelle 2-6 dargestellt.

Tabelle 2-6: Auswahl aus der Gesamtzahl an installierten Sensoren, für die Leistungsspektren berechnet wurden.

ID	Bezeichnung	Position	Typ
1	2B	Center of center Dummy Window	Kulite
2	ME_15e	RHS zw. 3. und 4. Fenster, hinter Kulite Array, Frame 25	B&K Type 4948
3	ME_17e	RHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	B&K Type 4948
7	ME_20e	LHS zw. 3. und 4. Fenster, hinter Kulite Array	B&K Type 4948
8	ME_22e	LHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	B&K Type 4948
A	MI_12e	Gangmitte, Höhe ca. 1m, zwischen Frame 25 und 26	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
B	MI_11e	RHS zw. 3. und 4. Fenster, Frame 25	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
C	MI_14e	RHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
D	MI_16e	RHS zw. 7. und 8. Fenster, Frame 29	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
E	MI_18e	RHS hinter Lining, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
F	MI_10e	LHS zw. 3. und 4. Fenster, hinter Kulite Array	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
G	MI_13e	LHS zw. 5. und 6. Fenster, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
H	MI_15e	LHS zw. 7. und 8. Fenster, Frame 29	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC



I	MI_17e	LHS hinter Lining, Frame 27	G.R.A.S. 40AQ mit Vorverstärker 26AC
J	ACC3137, bzw. ACC_037	RHS Zwischen Frame 25 und dem vorigen Fenster; zwischen Stringer P'16 und P'17	PCB M352 C 65 M
K	ACC3138, bzw. ACC_038	LHS Zwischen Frame 25 und dem vorigen Fenster; zwischen Stringer P16 und P17	PCB M352 C 65 M

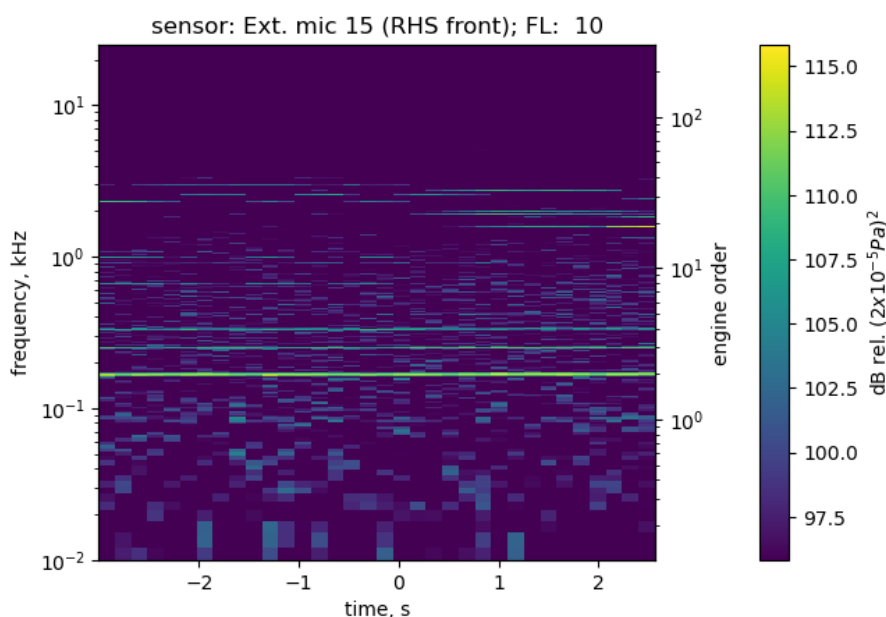


Abbildung 2-7: Spektrogramm des 6s-Intervals bei FL10 vom Signal eines Außenmikrofons.

Steigflug in 10s-Intervallen

Um einen gesamten Steigflug zu charakterisieren wurden die ausgewählten Flüge in Abschnitte von je 10s Länge aufgeteilt und Auswertungen wurden auf jeden Abschnitt angewendet. Für jeden Zeitabschnitt wurden die Flugzustandsdaten aus der FTI Unit ermittelt und als Mittelwert und als Standardabweichung im Datensatz zur Verfügung gestellt.

Diese Auswertungen sind im Einzelnen:

- **Die Bereitstellung von Wellenzahlspektren für die SEA**
- **Die Bereitstellung von Autospektren**
- **Die Kohärenz der Signale zwischen Außenmikrofonpaaren**
- **Die Phasenbeziehungen zwischen Außenmikrofonpaaren**
- **Dämmwerte der Außenhaut bei dominanten akustischen und dominanten hydrodynamischen Druckschwankungen auf der Außenhaut**
- **Charakterisierung der dominanten akustischen Druckschwankungen im Wellenzahlbereich**

Im Folgenden wird jeder der genannten Punkte im Detail beschrieben.



Bereitstellung von Wellenzahlspektren für die SEA

Unter Verwendung der Kulite-Sensoren in den drei Aluminiumfenstern als Mikrofonarray kann eine Darstellung der lokalen Oberflächendruckschwankungen auf der Außenhaut im Wellenzahlbereich vorgenommen werden. Diese Darstellung im Wellenzahlbereich kann als Eingangsinformation für die Statistische Energieanalyse (SEA) verwendet werden.

Für die Auswertung jedes Zeitschritts erfolgt eine Transformation der zeitlichen Druckschwankungsdaten von je zwei Sensorpaaren in den Frequenzbereich zur Ermittlung der spektralen Kreuzleistungsdichte. Für die Transformation wird die Methode nach Welch [3] mit einer Fensterlänge von $2^{12} = 4096$ Samples und 50% Überlappung verwendet. Bei einer Länge der Zeitschriebe von 10s ergibt sich eine Mittelungsanzahl von 243. Das Resultat sind Kreuzspektralmatrizen $R[m, n, f]$ als Funktion der Sensornummern m und n , sowie der Frequenz f .

Auf die Kreuzspektralmatrizen wird für jede Frequenzstützstelle ein Beamforming-Algorithmus angewendet um die Beamforming-Map $b[k_x, k_y, f]$ zu erhalten. N ist die Anzahl an Sensoren im Array und $e[k_x, k_y]$ ist der Steeringvektor als Funktion der Wellenzahlen k_x, k_y .

$$b[k_x, k_y, f] = \frac{e^*[k_x, k_y] \cdot R[m, n, f] \cdot e[k_x, k_y]}{N^2}$$

Für dieses Beamforming in den Wellenzahlbereich wird eine Formulierung des Steeringvektors verwendet, welche auf einer Ausbreitung von Druckschwankungen als Ebene Welle beruht. Die Formulierung lautet

$$e[k_x, k_y] = \exp\left(2\pi i \cdot (x \cdot k_x + y \cdot k_y)\right).$$

Die beiden Parameter x und y sind die x- und y-Positionen der Sensoren. Der Steeringvektor e modelliert somit ein Ausbreitungsverhalten der Druckschwankungen als Ebene Welle. Die Wellenzahlen k_x und k_y entstammen einem frei wählbaren Ensemble an Steering-Punkten, dem Steering Grid. Im vorliegenden Fall wurde das Steering Grid als Gitter der beiden Vektoren $-10 \leq \frac{k_x}{k_0} \leq 10$, sowie $-10 \leq \frac{k_y}{k_0} \leq 10$ gewählt. Die Werte wurden mit der akustischen Wellenzahl $k_0 = f/c_0$ normiert um eine frequenzunabhängige Formulierung zu gewährleisten. Die Anzahl an Stützstellen für jeden Vektor betrug dabei 255. Jede Beamforming-Karte hatte somit 65025 Einträge.

Im resultierenden Ergebnis b ist noch die Punktspreizfunktion des Arrays enthalten. Durch einen Entfaltungsalgorithmus wird versucht, den Eintrag der Punktspreizfunktion vom Ergebnis zu entfernen. Die Daten im Wellenzahlbereich erlauben die Anwendung des DAMAS2.1-Algorithmus [4], da sie shift-invariant sind. Der Entfaltungs-Algorithmus versucht den Einfluss A der Punktspreizfunktion aus dem Beamforming-Resultat b herauszurechnen um die Quellkarte q zu erhalten. Da die Matrix A schlecht konditioniert ist, erfolgt eine iterative Lösung des Problems. Die Anzahl der Iterationen betrug 10000.

$$b[k_x, k_y, f] = A \cdot q[k_x, k_y, f]$$

Charakterisierung der dominanten akustischen Druckschwankungen im Wellenzahlbereich

Die aus der Wellenzahlanalyse resultierenden Quellkarten q weisen charakteristische Merkmale einer turbulenten Grenzschicht auf. Es sind sowohl die convective ridge, als auch bei wiederkehrenden Frequenzen dominante akustische Quellen im akustischen Bereich erkennbar. Der akustische Bereich beschreibt denjenigen Bereich im Wellenzahlraum, der Wellen mit einer Ausbreitungsgeschwindigkeit von Schallgeschwindigkeit bei Überlagerung einer unterliegenden Strömung mit Machzahl M entspricht. Ohne unterliegende Strömung beschreibt der akustische Bereich einen Kreis. Mit unterliegender Strömung einer Ellipse die durch

$$[k_x, k_y] = k_0 \left[\frac{\cos(\theta)}{1 + M \cos(\theta)}, \frac{\sin(\theta)}{1 + M \cos(\theta)} \right]$$

beschrieben wird. Hier ist θ die Ausbreitungsrichtung relativ zum Array. Die Ausbreitungsrichtung der Welle kann direkt als Winkel relativ zum Ursprung des Wellenzahlbereiches entnommen werden. Der Inklinationwinkel φ wird bestimmt aus dem Radius r_q der Quelle vom Ursprung bezogen auf den Radius der akustischen Ellipse bei gleicher Richtung r_{ell}

$$\varphi = \arccos\left(\frac{r_q}{r_{ell}}\right)$$

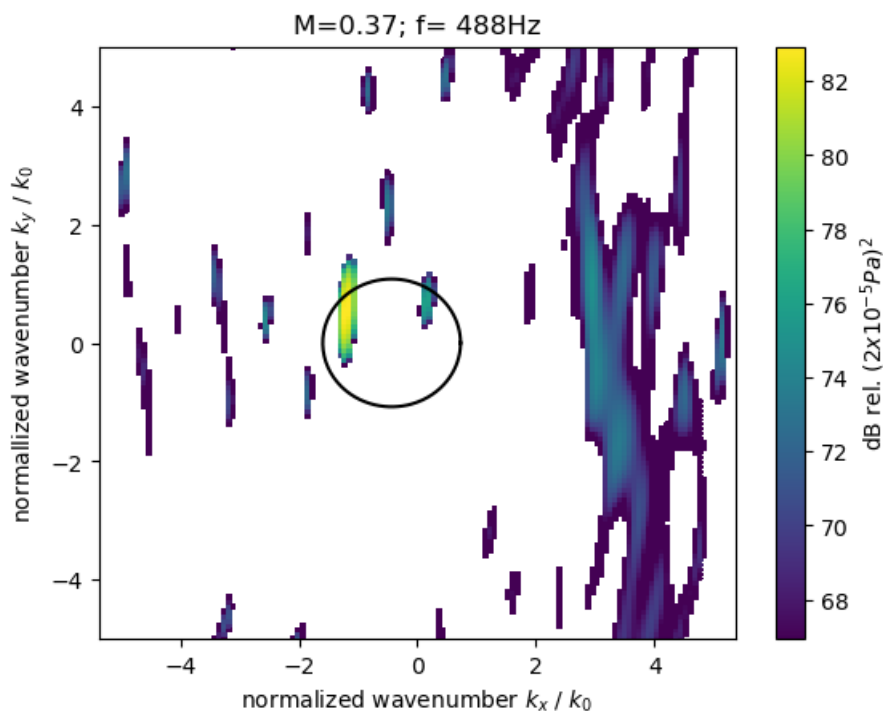


Abbildung 2-8: Wellenzahlspektrum beim Start, 100 Sekunden nach Beginn der Messung.

Ein beispielhaftes Wellenzahlspektrum ist in Abbildung 2-8 bei einer Frequenz von $f = 488\text{Hz}$ dargestellt. Es sind zwei verschiedene Anregemechanismen gut aus der Abbildung herauszulesen. Zum einen ist auf der rechten Seite des Spektrums gut die convective ridge bei ca. $k_x/k_0 = 3$ zu erkennen. Zum anderen ist am linken Rand des akustischen Bereiches (der kreisförmige Bereich in der Mitte der

Abbildung) eine akustische Quelle zu erkennen. Die Amplitude dieser akustischen Quelle ist ca. 10dB höher als die Amplitude der convective ridge. Eine längliche Form der akustischen Quelle wird verursacht durch die vermutlich zu geringe Anzahl an Iterationen in der DAMAS2.1-Entfaltung. Die Ausbreitungsrichtung der akustischen Wellen, welche das Auftauchen einer akustischen Quelle in Abbildung 2-8 verursachen, kann aufgrund der Position im Spektrum abgeschätzt werden. Die Positionierung auf der linken Seite des Spektrums bei $k_x/k_0 > 0$ gibt an, dass sich die akustische Welle entgegengesetzt der Strömungsrichtung ausbreitet. Die Positionierung etwas oberhalb der $k_y/k_0 = 0$ -Linie deutet auf eine Ausbreitungsrichtung nach oben hin, was auf einen Quellort unterhalb des Arrays liegend schließen lässt.

Es ist wichtig zu erkennen dass die Position der Quellen im Wellenzahlspektrum nur Informationen über die Ausbreitungsrichtung der Druckschwankungen auf der Oberfläche liefert. Der Eigentliche Ursprung der Druckschwankungen ist für die akustischen Wellen somit auf der entgegengesetzten Seite zu finden. Die Richtung ρ („orientation angle“), aus der die akustischen Druckschwankungen auf das Array treffen und in der die physikalische Quelle zu suchen ist, ist daher

$$\rho = \theta - 180^\circ.$$

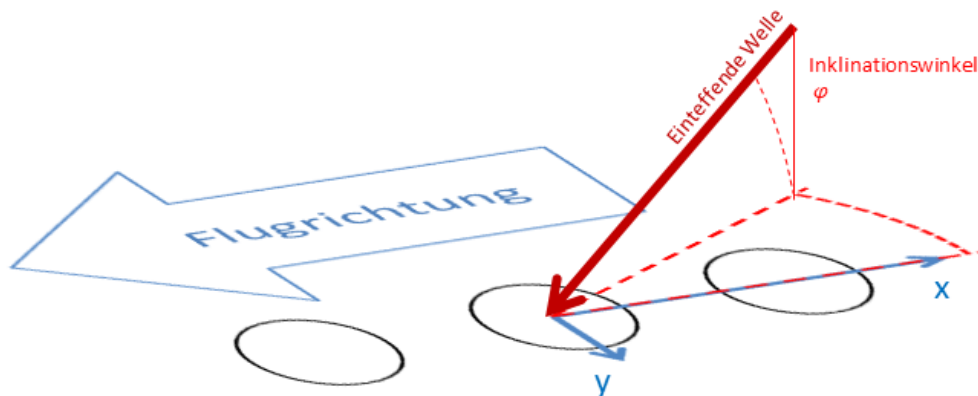
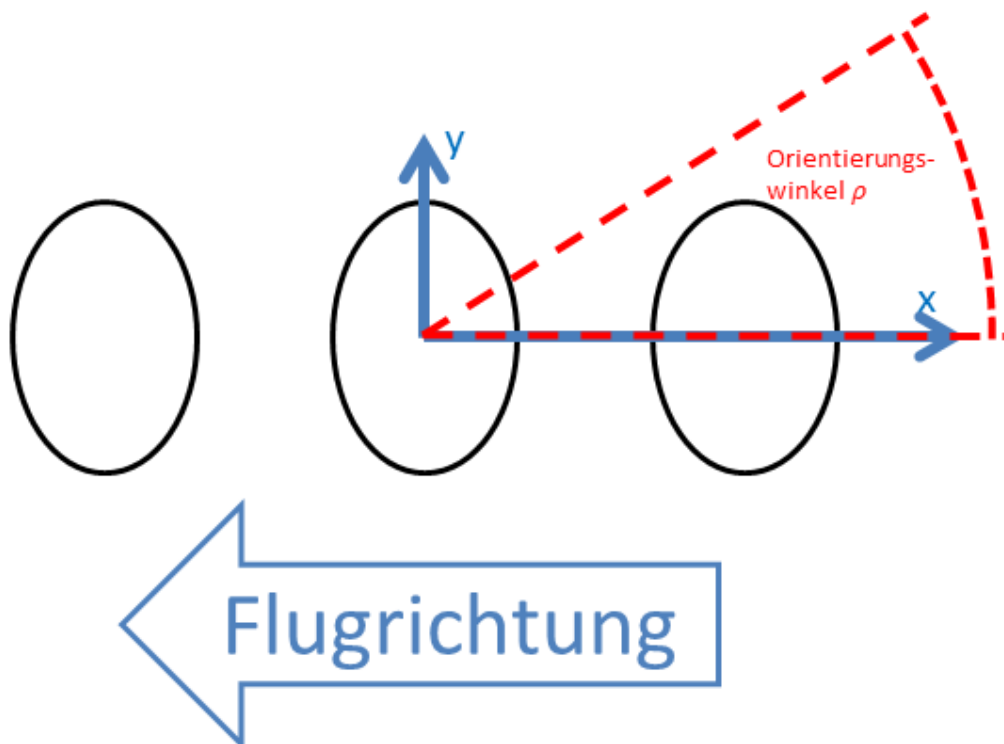


Abbildung 2-9: Skizze zur Einordnung des Inklinationswinkels auf das Fenster-Array



**Abbildung 2-10: Skizze zur Einordnung des Orientierungswinkels auf das Fenster-Array
(Ansicht von Innerhalb der Kabine)**

Der Verlauf von Inklinationwinkel φ und Orientierungswinkel ρ ist für den Zeitabschnitt unmittelbar nach dem Start in Abbildung 2-11 dargestellt. Der Inklinationwinkel verläuft über die ersten 20 Engine-orders in einem Bereich zwischen $\varphi = 10^\circ - 30^\circ$. Unterhalb der ersten Engine-Order gibt es einige Ausreißer welche $\varphi = 40^\circ$ übersteigen. Bei den Engine-Orders 3, 4, 6 und 7 ist jeweils eine Erhöhung des Inklinationswinkels im Vergleich zu den dazwischenliegenden Frequenzen zu erkennen. Die Richtung aus der die Druckschwankungen auf das Array treffen liegt im Bereich zwischen $\rho = -20^\circ$ bis $\rho = -40^\circ$. Die Quelle ist daher unterhalb des Arrays zu vermuten.

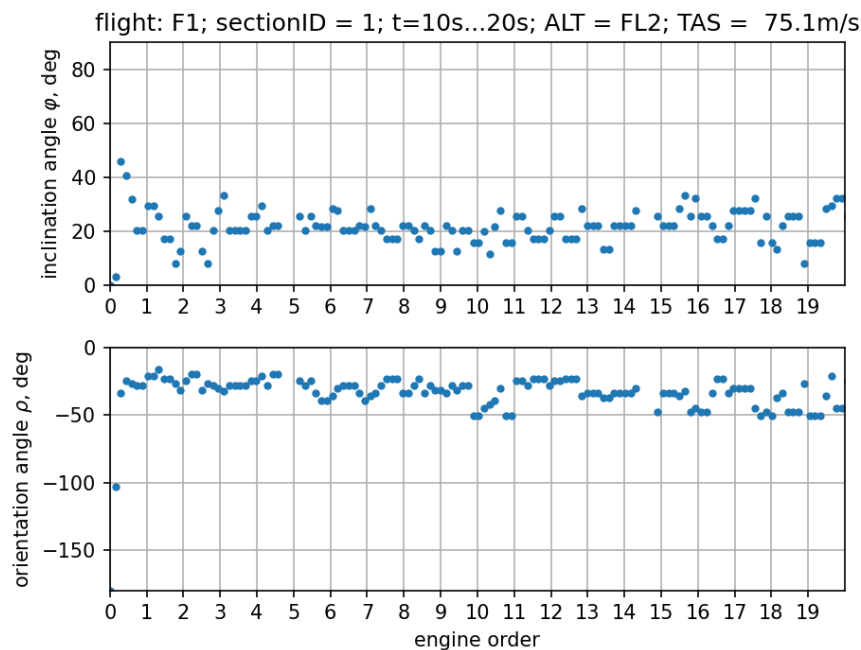


Abbildung 2-11: Eintreffwinkel der dominanten akustischen Wellen auf dem Array

Elektrische Störungen bei Vielfachen von 400Hz verursachten zeitlich synchrone Störsignale auf allen Kulite-Sensoren. Dies ist im Wellenzahlspektrum als Quelle bei $k_x = k_y = 0\text{m}^{-1}$ zu erkennen. Dies entspricht einem Inklinationwinkel bei Vielfachen von 400Hz von $\varphi = 90^\circ$. Alle Inklinationwinkel $\varphi \geq 80^\circ$ wurden als verursacht durch elektrische Störung deklariert und aus dem Resultat entfernt.

Alle Quellen, die auf dem Rand der beschriebenen Ellipse erscheinen breiten sich mit Schallgeschwindigkeit über dem Array aus. Akustische Wellen, die von schräg oben auf das Array treffen, weisen aufgrund von Projektion auf der Oberfläche eine vergrößerte Wellenlänge auf, so dass die Wellenzahl verkleinert ist. Dies erscheint als ob die Ausbreitungsgeschwindigkeit im Überschallbereich liegt. Tatsächlich kann aus der Position innerhalb der akustischen Ellipse auf die Inklination der eintreffenden akustischen Welle geschlossen werden.

Diese Auswertung wurde jeweils auf die dominanteste Quelle innerhalb des akustischen Bereiches angewendet. Bei diesen Frequenzen wurden die akustischen Druckschwankungen als dominanter Anregemechanismus auf der Außenhaut angesehen. Wenn sich die dominante Quelle außerhalb des akustischen Bereiches befand, so wurde hier die turbulente Grenzschicht als dominanter Anregemechanismus angesehen. Dieses Ergebnis findet später bei der Bestimmung der Transmission der Außenhaut bei verschiedenen Anregemechanismen Verwendung.



Bereitstellung von Autospektren

Ähnlich zur Bereitstellung der Leistungsspektren an den interessierenden Flugflächen wurden auch für jeden 10s-Abschnitt die Leistungsspektren erstellt. Hier wurden die gleichen Sensoren verwendet, die in Tabelle 2-6 dargestellt sind.

Kohärenz und Phasenbeziehung der Signale zwischen Außenmikrofonpaaren

Die Kohärenz- und Phasenbeziehungen zwischen Außenmikrofonpaaren B&K4948 wurden untersucht. Hierbei wurde vorgegangen wie bei den Leistungsspektren, jedoch die Kreuzleistungsdichte zwischen allen Sensorpaarungen berechnet und mit den jeweiligen Leistungsdichtespektren der beteiligten Sensorsignale normiert.

$$\gamma = \frac{|R[m, n, f]|}{\sqrt{R[m, m, f] \cdot R[n, n, f]}}$$

Hier ist wieder $R[m, n, f]$ die Kreuzleistungsdichte zwischen den Signalen der Sensoren mit Index m und n bei der Frequenz f . Bei Verwendung der Abschätzung der Leistungsdichte nach Welch mit einer verwendeten Fensterlänge von 4096 Samples und einer Überlappung von 50% ergibt sich eine Anzahl an Mittelungen von $k = 243$. Dies ergibt eine Varianz der Kohärenz von $\gamma_{min} \approx \sqrt{\frac{11}{9k}} = 0.0708$.

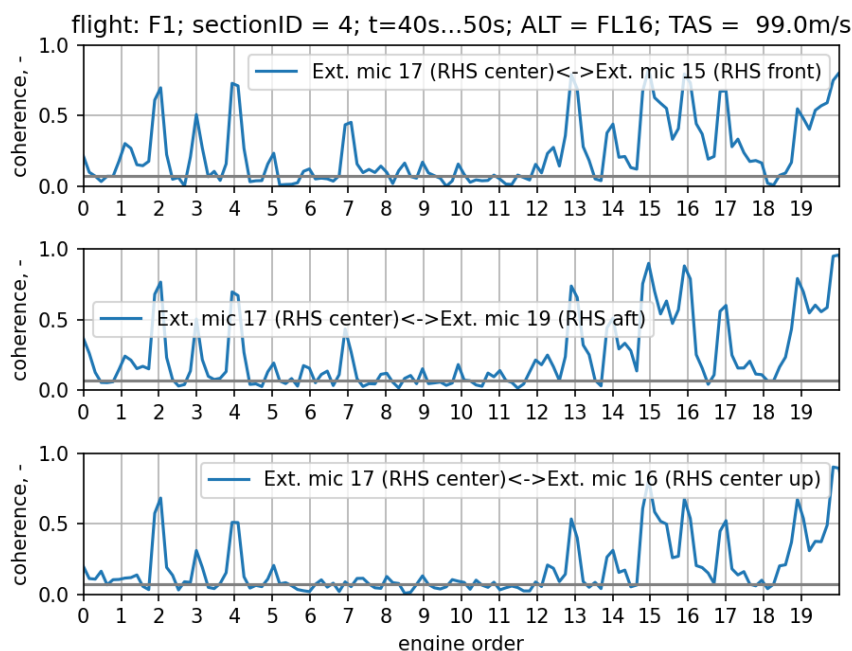


Abbildung 2-12: Kohärenz zwischen den Signalen ausgewählten Außenmikrofonen

Die Kohärenz zwischen ausgewählten Außenmikrofonen auf der rechten Seite des Rumpfes als Funktion der Umdrehungsfrequenz des Fans ist in Abbildung 2-12 dargestellt. Der gewählte Auswertzeitraum spannt von 40s bis 50s bei einer mittleren Flughöhe von FL16. Die akustischen Druckschwankungen zeigen bei mehreren Engine-Orders eine ausgeprägte Kohärenz von 0.6-0.8. Insbesondere bei den Engine-Orders 2-4, sowie oberhalb von 13 ist die Kohärenz deutlich erhöht. Im mittleren Bereich



zwischen Engine Orders 6 und 12 liegt sie bis auf einige Ausreißer beim Rauschniveau. Der Wert der Kohärenz fällt auch zwischen zwei benachbarten Engine-Orders mit hoher Kohärenz wieder auf das Rauschniveau zurück. Bei den beiden Mikrofonen, die auf der gleichen Rumpfhöhe liegen (Fensterhöhe) ist zudem eine Erhöhung der Kohärenz bei Engine-Order 7 zu erkennen. Dieser Peak scheint bei der erhöhten Mikrofonposition am Rumpf nicht aufzutreten.

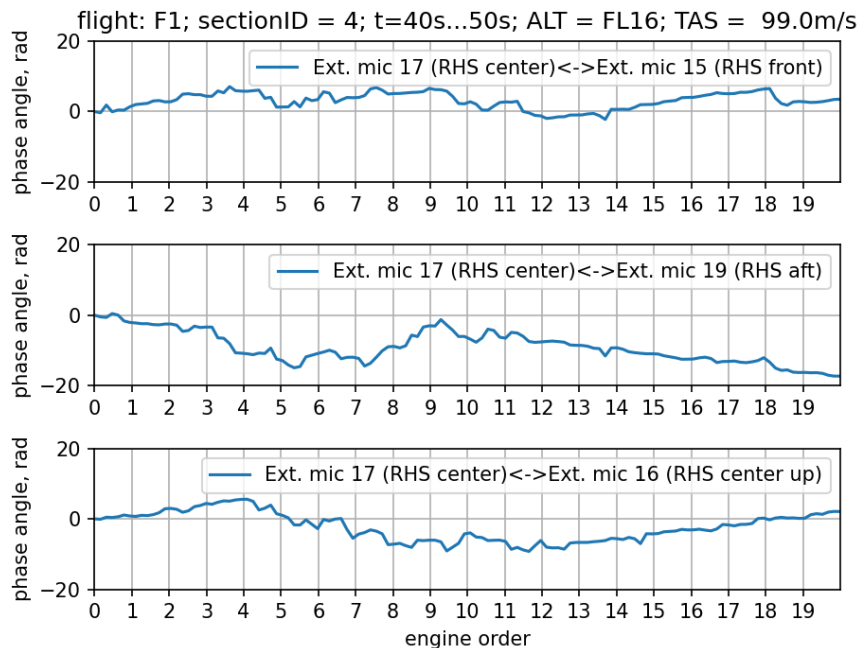


Abbildung 2-13: Phasenverlauf zwischen den Signalen ausgewählter Außenmikrofone

Die mittleren Phasenbeziehungen zwischen den Sensorsignalen wurden dem Winkel der spektralen Kreuzdichte für jede Paarung an Außenmikrofonen entnommen.

$$\phi = \text{angle}(R[m, n, f])$$

Die Phasenverläufe für Flugabschnitt 4 von 40s bis 50s sind für drei ausgewählte Mikrofonkombinationen in Abbildung 2-13 dargestellt. Bis ca. zur 4. Engine-Order kann ein kontinuierlicher und in Näherung Linear verlaufender Phasengang beobachtet werden. Oberhalb dieser Frequenz ist der Phasengang geprägt von Sprüngen, welche durch die verminderte Kohärenz ab dieser Frequenz verursacht wird.

Es ist überraschend, dass der Phasenwinkel zwischen Mikrofon 17 (center) und 15 (front) eine positive Steigung aufweist, der Phasenwinkel zwischen Mikrofon 17 (center) und 19 (aft) jedoch eine negative Steigung. Dies würde auf einen Unterschied in der dominanten Ausbreitungsrichtung hindeuten.

Dämmwerte der Außenhaut bei dominanten akustischen und dominanten hydrodynamischen Druckschwankungen auf der Außenhaut

Das Ziel der Untersuchung der Dämmwerte war es, ein eventuell unterschiedliches Verhalten der Transmission durch die Außenhaut bei verschiedenen Anregemechanismen festzustellen. Mit steigender Flughöhe und Fluggeschwindigkeit unterscheiden sich die akustischen und hydrodynamischen

Druckschwankungen auf der Außenhaut in Bezug auf Kohärenzlänge und Ausbreitungsgeschwindigkeit. Somit kann es zu unterschiedlichem Eintrag der Druckschwankungsenergie in die Kabine kommen.

Für die Auswertung ist die Pegeldifferenz zwischen dem Leistungsspektrum auf der Außenhaut sowie dem Leistungsspektrum von Mikrofonen im Innern der Kabine von Interesse.

$$\Delta SPL_{f_i} = SPL_{f_i, \text{außen}} - SPL_{f_i, \text{innen}}$$

Das Augenmerk liegt hierbei auf den Frequenzen f_i , welche für jeden 10s-Abschnitt speziell für akustisch dominierte Anregung und für hydrodynamisch dominierte Anregungen selektiert werden. Die Selektion findet über die getrennten Spektren aus der Auswertung im Wellenzahlbereich statt. Die Identifikation der akustisch dominierten Frequenzlinien erfolgt durch Normieren der Frequenz mit der mittleren Rotationsgeschwindigkeit des Fans. Umgekehrt erfolgt die Identifikation der hydrodynamisch dominierten Frequenzlinien an den auf der Hälfte zwischen den Peaks liegenden normierten Frequenzen.

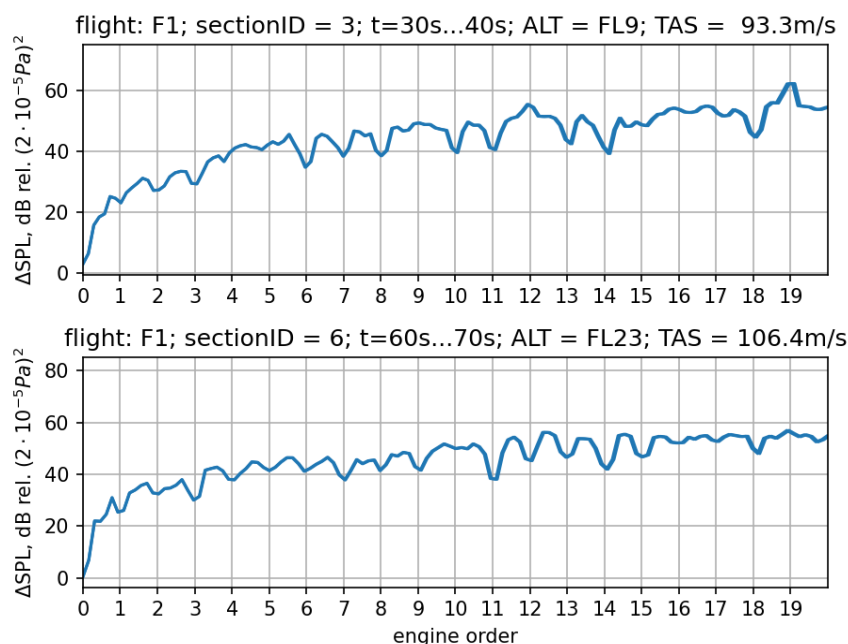


Abbildung 2-14: Transmission der Flugzeughaut an den Vielfachen der Fan-Umdrehungsfrequenz, bzw. dazwischen.

Für Flugabschnitt 3 von 30s bis 40s mit einer mittleren Flughöhe von FL9, sowie für Flugabschnitt 4 von 60s bis 70s mit einer mittleren Flughöhe von FL23 sind die Differenzen zwischen den SPL auf der Außenhaut und in der Kabine in Abbildung 2-14 dargestellt. Die Frequenzachse wurde mit der Fan-Drehzahl normiert und stellt somit die Engine-Order dar.

Es ist zum einen ein Anstieg des gesamten Dämmwertes von ca. 20dB unterhalb der ersten Engine-Order bis hin zu ca. 55dB bei Engine-Order 20 zu erkennen. Darüber hinaus ist deutlich eine Veränderung zwischen einer Frequenz bei einer Engine-Order sowie dazwischen zu erkennen. Bei den Engine Orders sinkt der Dämmwert der Außenhaut je nach Frequenz zwischen 5dB und 15 im Vergleich zu den Druckschwankungen bei Frequenzen zwischen den Engine-Orders ab.

2.2 AP3200 - Effizientes Messen von Rumpfstrukturen

In AP3200 wurde ein autonom arbeitendes Messsystem, *Fuselage Laser Scanner* genannt (im Folgenden auch als FLS bezeichnet), auf Basis eines Laser-Vibrometers vom Prototypen startend weiterentwickelt. Dieses System ist in der Lage viele tausende Messpunkte im Inneren eines Flugzeugrumpfes abzuscanen, um dort die Vibration als lokale Schwingungsgeschwindigkeit in Strahlrichtung zu messen. Gleichzeitig übernimmt der FLS die Steuerung der Schwingungsanregung, indem ein Signal (oder mehrere) generiert wird, welches an Leistungsverstärker von Schwingungserregern weitergeführt werden kann. Ebenso werden vom FLS die Aufzeichnung der Erregerkräfte und die Ablage der Messdaten gesteuert. Die Daten können dabei parallel zur Messung weiterverarbeitet und visualisiert werden.

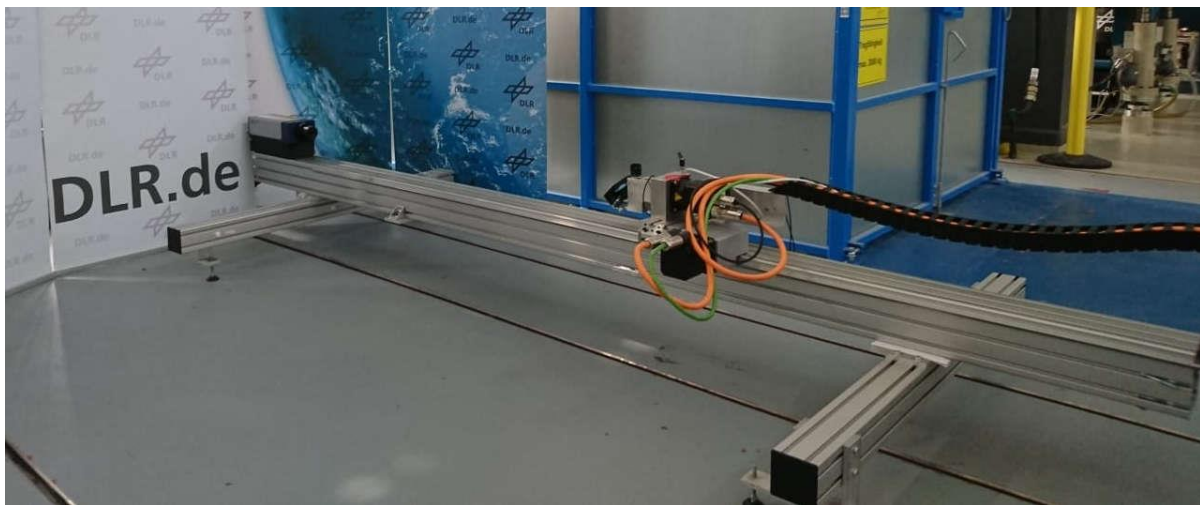


Abbildung 2-15: Testumgebung für das Fuselage Scanner's (FLS)

Entwicklung des FLS

Der erste Schritt im Projekt war die Weiterentwicklung des Prototypen eines Laser-Doppler-Vibrometerscanners für Rumpfrohren. Dieser Prototyp wurde in einer Reihe von studentischen Arbeiten entwickelt und konnte erfolgreich das Grundsätzliche Funktionsprinzip zeigen, allerdings mangelte es dieser Implementierung an Stabilität, Geschwindigkeit und vor allem an einer guten Bedienbarkeit.

Im Folgenden sind die vielen Entwicklungen die an dem System im Projekt unternommen wurden aufgeführt.

Austausch der zentralen Steuerungseinheit

Kurz nach Beginn des Vorhabens wurde die bisher genutzte Steuerungseinheit, das NI-cDAQ 9188, gegen ein NI-cRIO 9038 ausgetauscht.



**Abbildung 2-16: Links ein Beispielbild eines voll bestückten cDAQ 9188 (alt),
rechts ein Beispielbild eines voll bestückten cRIO 9038 (neu)**

Das cRIO 9038 integriert, im Vergleich zum cDAQ 9188, einen Echtzeitcomputer auf Linux-Basis sowie einen FPGA. Dadurch entfällt die Anforderung an einen weiteren Windows-PC der durchgängig die Steuerung übernehmen muss. Weiterhin können, durch den integrierten Echtzeitcomputer, alle Abläufe synchronisiert werden. Alle Hardware-Module, die in das cRIO 9038 installiert werden (z.B. CANopen, Analog Input, Analog Output) greifen auf einen internen 40 MHz Taktgeber zu und besitzen demzufolge die gleiche Zeitbasis. Das ermöglicht eine effizientere Kommunikation unter den Hardware-Modulen wodurch die Laufzeiten, Wartezeiten und Leerlaufzeiten verringert bzw. eliminiert werden können. Weiterhin wird so die Gefahr von Datenverlust bei der Kommunikation verhindert, da jedem Hardware-Module ein definiertes Zeitfenster und entsprechende Ressourcen für ein- und ausgehenden Datenverkehr zur Verfügung steht.

Vom bisher genutzten CAN-Protokoll wurde auf das CANOpen-Protokoll gewechselt. Die Umstellung ermöglichte, dass die verwendeten Motoren bzw. die Controller mit dem ursprünglich dafür vorgesehenen Protokoll gesteuert werden können. Dadurch lässt sich die Steuerung effizienter und präziser in der Betriebssoftware programmieren. Außerdem wird der Zugriff auf weitere Funktionen zur Verbesserung von Robustheit und Geschwindigkeit des Messsystems ermöglicht.

Durch die Kombination des neuen cRIO 9038 in Verbindung mit CANOpen konnte eine deutlich effizientere Kommunikation im Vergleich zur alten Steuerung mit einem cDAQ 9188 und CAN realisiert werden. Bei jedem Messablauf mit der alten Ansteuerung benötigte das Programm in ungünstigen Fällen bis zu 3 Sekunden zwischen den Messpunkten. Die Zeit war für die Datenverarbeitung und die Kommunikation zwischen den einzelnen Komponenten erforderlich sowie um eine softwareseitige Synchronisierung zu forcieren. Durch das neue cRIO 9038 wurden dieser „Overhead“ auf ~100-200 ms reduziert. Durch weitere Optimierungen können die Laufzeiten weiter verbessert werden. Die synchronisierte Kommunikation zwischen den einzelnen Hardware-Modulen trägt darüber hinaus zur Robustheit des Systems bei, indem Laufzeitfehler auf Hardwareebene soweit wie möglich ausgeschlossen werden.

Neues Hardware-Rack

Über die Zeit wurde die Hardware von einer anfänglich losen Zusammenstellung von Komponenten, über ein improvisiertes Rack bis hin zu einem vollständig konsolidierten Rack mit entsprechenden

Einschüben und Vorrichtungen ausgebaut. Mobilität, Robustheit und der direkte Zugriff auf alle Schnittstellen der Komponenten sind dabei ein tragender Aspekt.



Abbildung 2-17 Links: Ursprüngliches Rack, Mitte: Aktuelles Rack, rechts: Anschlusspanel des Racks

In der finalen Ausführung sind in dem Rack zwei NOVOTRON Controller zur Steuerung des Schlitten- und Spiegelmotors verbaut. Ein LDV-Controller für ein Einpunkt Laservibrometer. Ein CompactRIO inklusive einer externen Festplatte. Im inneren, nicht sichtbaren Teil, befinden sich diverse Netzteile für Teilkomponenten, ein PoE-Adapter für die Kamera sowie die gesamte Verkabelung der Komponenten.

Alle abgehenden Anschlüsse zu angeschlossener Hardware sind entweder über ein Anschlusspanel auf der Rückseite des Racks verbunden oder direkt über eine Schnittstelle mit der Hardware. Dadurch können alle Kabel in kurzer Zeit demontiert werden, wodurch das Rack in kürzester Zeit transportfähig ist.

Aufbau einer neuen Betriebssoftware

Die Betriebssoftware wurde aufgrund des Wechsels vom CompactDAQ zum CompactRIO komplett überarbeitet. Ursprünglich lief die Software als einzelnes Programm auf einem Windows-Computer. Während das CompactDAQ die Ansteuerung der Hardware und Sensoren ermöglichte, erfolgte sämtliches (Pre-)Processing weiterhin auf dem Computer. Dieser war wiederum über USB bzw. Ethernet mit dem CompactDAQ verbunden. Durch dieses Setup ergaben sich Einschränkungen bezüglich der

Robustheit und Geschwindigkeit des Systems. Die Neuentwicklung des Softwareprojektes auf einem CompactRIO System schaffte Abhilfe.

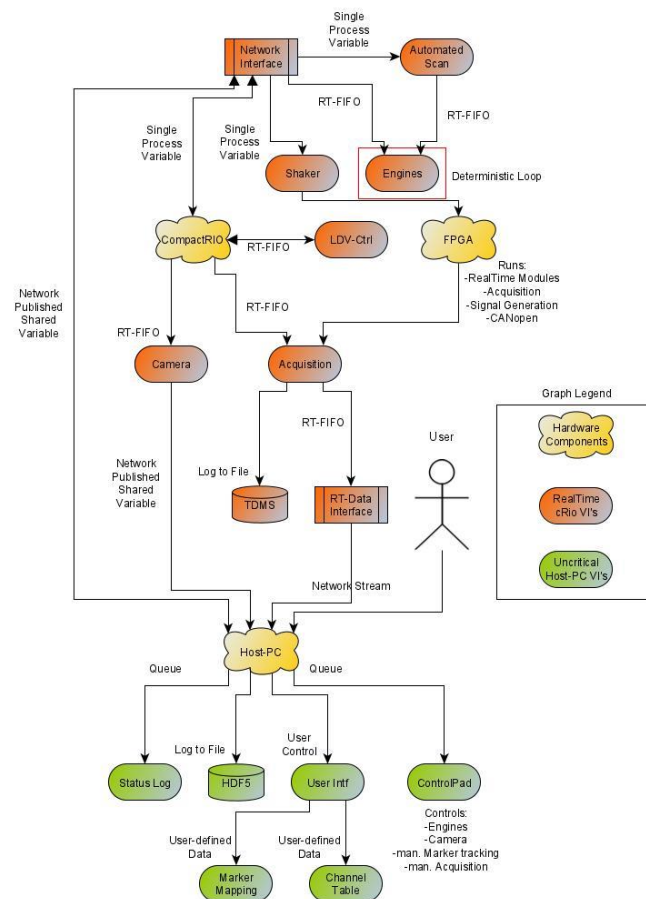


Abbildung 2-18: Übersicht über alle Module, Schnittstellen und die Hardware auf denen sie betrieben wird.

Die Software wurde in drei Teile aufgeteilt. Der erste Teil läuft auf einem separaten Host-PC und umfasst das User-Interface welches alle unkritischen Programmteile steuert, sowie die Ein- und Ausgabe des Systems seitens des Nutzers übernimmt. Der zweite Teil läuft auf dem Echtzeitcomputer des CompactRIO. Es fungiert hauptsächlich als Controller für sämtliche angeschlossene Hardware und übernimmt die Datenverwaltung der verwendeten Ein- und Ausgabemodule. Es handelt sich dabei um einen eigenständig arbeitenden Linux-PC der ohne separat angeschlossenen Computer arbeitet. Der dritte Teil läuft auf dem im CompactRIO integrierten FPGA und ermöglicht die synchronisierte Echtzeitansteuerung aller im CompactRIO verbauten Module. Das umfasst die CANopen Schnittstelle zur Steuerung der Motoren, die Datenerfassung von bis zu 20 Kanälen und das generieren von bis zu 2 Ausgangssignalen zur Betreibung von optional angeschlossenen Shakern. Über eine serielle Schnittstelle ist das CompactRIO mit dem LaserVibrometer-Controller verbunden um eine vereinfachte bzw. automatisierte Konfiguration diverser Parameter vorzunehmen wie z.B. den Laserstrahl zu fokussieren. Die in dem System verbaute Kamera ist über eine integrierte Ethernet-Schnittstelle verbunden. Alle

Schwächen des CompactDAQ Setups konnten so beseitigt und über die Zeit eine robuste, modulare Software mit hohem Funktionsumfang entwickelt werden. Das ermöglicht die so weit wie möglich komfortable Steuerung des gesamten Systems mit nur wenig Vorkenntnissen. Viele Vorgänge wurden stark vereinfacht oder weitestgehend automatisiert integriert. Das CompactRIO System kann nach konfigurieren und starten völlig autark ohne angeschlossenen Host-PC arbeiten.

Alle in der Übersicht aus Abbildung 2-18 gezeigten Module nutzen einen eigenen Thread, sodass diese sich nicht untereinander blockieren können. Die Ein- und Ausgabe des User-Interfaces wird ebenfalls komplett asynchron verarbeitet damit auch hier keine Programmteile blockiert werden.

Entwicklung eines neuen User-Interfaces

Zu Beginn des Vorhabens wurde eine erste Version des User-Interfaces (Abbildung 2-19) entwickelt um alle Komponenten zu bedienen und erste Tests mit dem System im Labor durchzuführen. Im Zuge der Umstellung auf das CompactRIO System und dem Anspruch an eine robuste und intuitive Bedienerschnittstelle, erwies sich dieses als nicht mehr zeitgemäß. Im Ausblick auf die geplanten Einsätze des Systems wurde das erste Design des Interfaces deshalb verworfen.

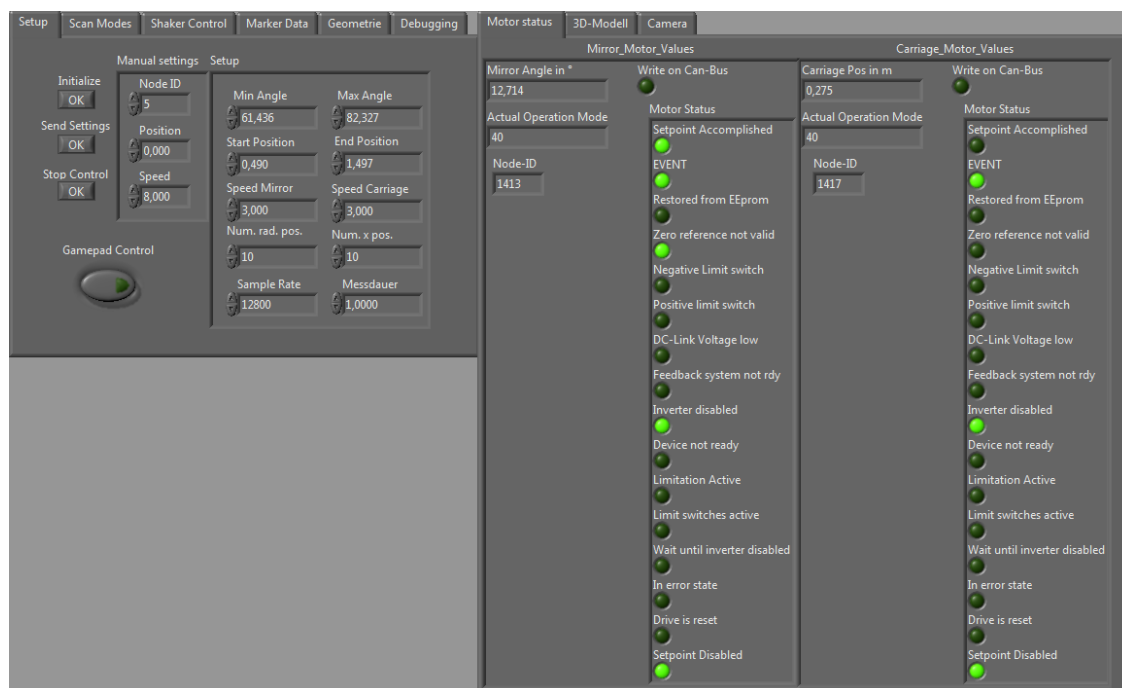


Abbildung 2-19: Ursprüngliche Version des User-Interfaces für die Inbetriebnahme und erste Tests FLS

Daraufhin wurde ein komplett neues User-Interface (Abbildung 2-20) entwickelt. Der Kerngedanke war dabei eine modulare Struktur der Software. Das bedeutet, dass Steuerung, Datenverwaltung und diverse „pre-processing Module“ der Software bzw. alles was keine Anzeige oder Ausgabefunktion hat, in separate Threads ausgegliedert wurde. Dadurch hat der Nutzer jederzeit die volle Kontrolle über die laufenden Vorgänge und erhält kontinuierlich ein aktuelles Feedback der verschiedenen Hard- und



Software-Komponenten. Die aktuellste Version dieses User-Interfaces ist in Abbildung 2-20 zu sehen.

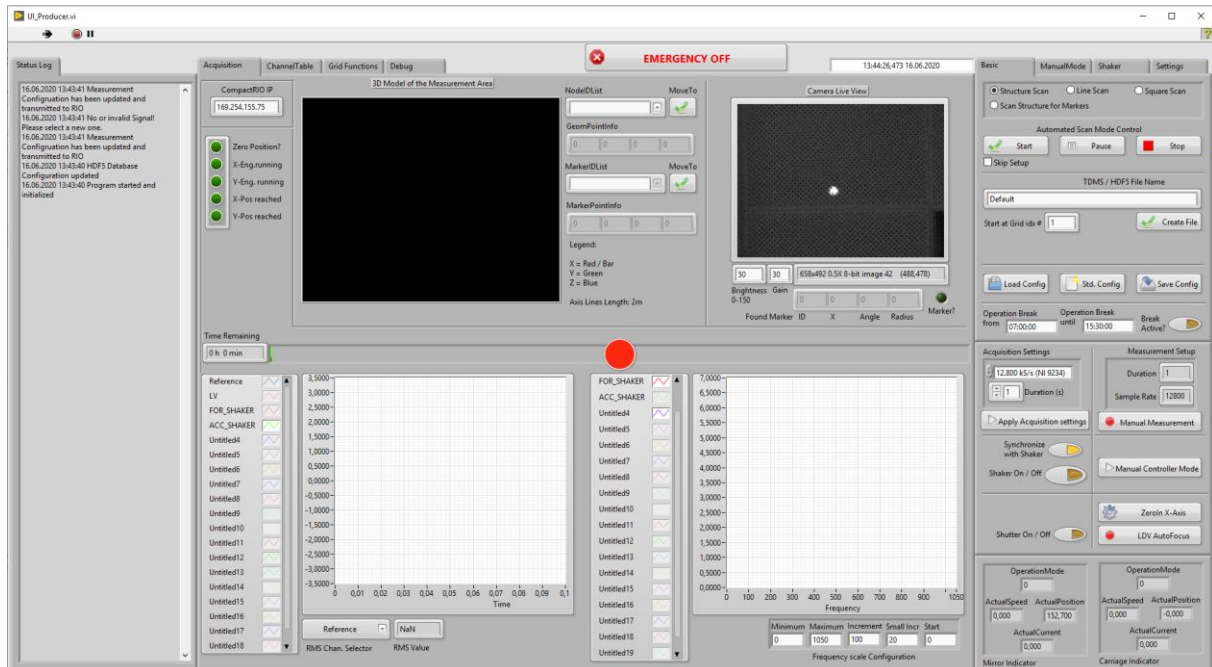


Abbildung 2-20: Der aktuellste Stand der User-Interfaces. Es beinhaltet die Live-Darstellung der Messdaten, Messumgebung und ein Kamerabild des aktuellen Messpunktes. Weiterhin sind alle Steuerelemente zum bedienen des Systems eingearbeitet.

Der Fokus lag darauf alle erforderlichen Funktionen und Nutzerinteraktionen auf möglichst einfache Weise zu integrieren. So wurden im Laufe des Projektes alle Eingaben soweit vereinfacht, dass sie mit wenigen Schritten und ohne großes Hintergrundwissen durchgeführt werden können. Elementare Prozesse werden durch Nutzer-Dialoge begleitet. Der Zugriff auf die Hardware erfolgt durch Interaktion mit Buttons und wenigen Eingabefelder. Alle erforderlichen Konfigurationsvorgänge sind integriert und lassen sich bei Bedarf abspeichern und späterem Gebrauch neu laden. Die Betriebssoftware wird im Folgenden noch einmal genauer ausgeführt um einen Einblick in den über die Zeit immer größer gewordenen Funktionsumfang der Software zu erhalten.

Im Folgenden werden die Funktionen, welche die Software zur Nutzung der Systems bietet aufgezeigt. Um die Übersicht zu wahren sind die meisten Funktionen themenartig in diversen Tabs im User-Interface sortiert. Wichtige I/O-Elemente sind jederzeit auf der Oberfläche präsent.

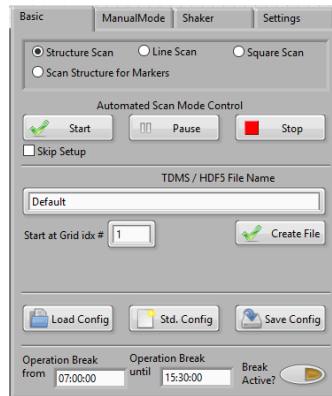


Abbildung 2-21: Grundlegende Steuerung zur Ausführung automatisierter Messaufgaben.

Der „Basic“-Tab des User-Interfaces beinhaltet alle Grundlegenden Funktionen um automatisierte Messvorgänge zu starten, Dateinamen für die Ausgabe (Messdaten) festzulegen, Konfigurationsdateien zu verwalten und ggf. die Zeiten in denen das System operieren soll einzustellen.

Bei den automatisierten Messungen stehen mehrere Optionen zur Verfügung. Sie unterscheiden sich darin, ob ein eingemessenes Messgitter abgescantet werden soll, ein generisches Grid verwendet wird oder nach Markern zum einmessen gesucht wird.

Eingemessenes Messgitter (Structure-Scan)

Es werden einer Reihe vorgefertigter Dateien geladen, die dem System ermöglichen sich selbst in der Messumgebung zu lokalisieren und so alle Messpunkte in das Koordinatensystem des FuselageScanners zu transformieren um somit alle Punkte präzise anfahren und messen zu können. Alle Messpunkte werden anhand diverser Dateien an den aktuellen Aufbau und den relativen Abstand / Ausrichtung / Position zur Struktur angepasst.

Das umfasst eine Nodes Datei (enthält die X,Y,Z-Position aller Messpunkte ohne Dimension, z.B. aus einer Geometriedatei, sowie einzigartiger ID's) eine Elements Datei (erforderlich für die Auswertung und Darstellung der Oberflächenschwingungen in einem 3d-Modell), eine Marker Datei (enthält erfasste Marker mit X,Y,Z-Positionen im Bezug auf das reale Koordinatensystem des Fuselage Scanners und einzigartigen ID's), eine Marker Look-Up-Table Datei (stellt die Referenz zwischen den Markern und deren realen Positionen, sowie der äquivalenten Messpunkte aus der Nodes datei her), sowie bei Bedarf eines Anregungssignal zum betreiben eines angeschlossenen Shakers.

Generische Messgitter

Je nach Anforderung kann automatisch ein Messgitter erzeugt werden. Dazu wurde ein Grid-Generator-Setup implementiert welches automatisch beim drücken des „Start“-Buttons als Dialog (Abbildung 2-24) erscheint.

Zusätzlich können diese Einstellungen auch im „Settings“-Tab (Abbildung 2-22) gesetzt werden. Mögliche Einstellungen sind Begrenzungen für den Messbereich, die Verfahrensgeschwindigkeit der

Motoren, Anzahl von Messpunkten entlang des Balkens und radial dazu, sowie die Anzahl der Wiederholungen des Messgitters.

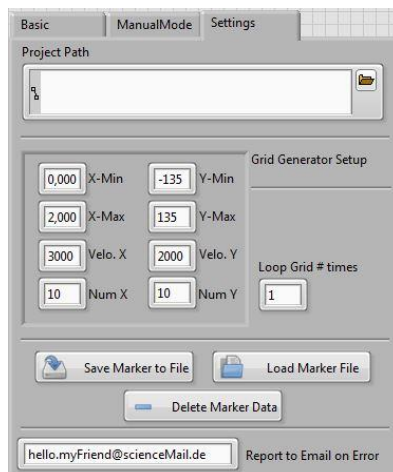


Abbildung 2-22: Zusätzliche Einstellungen: Projektpfade, Grid-Generator / Begrenzung des Messbereichs, Marker Dateiverwaltung

Weiterhin befinden sich im Settings-Tab der ausgewählte Projektpfad, unter dem sich alle erforderlichen Dateien für die aktuelle Messaufgabe befinden sowie die Möglichkeit Markerdaten zu speichern, Laden bzw. löschen.

Marker-Scan (Scan Structure for Markers)

Mithilfe des integrierten *Marker-Scans* kann der in den *Settings* oder beim Setup definierte Bereich automatisiert nach Markern zum einmessen abgesucht werden. Dabei wird ein Bereich angegeben, in dem gesucht werden soll. Alle Marker die sich in diesem Bereich befinden und die das System automatisch erkennt werden dann in einer Liste eingetragen und für den Einmessvorgang zur Verfügung gestellt.

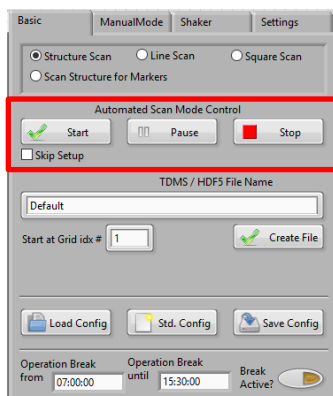
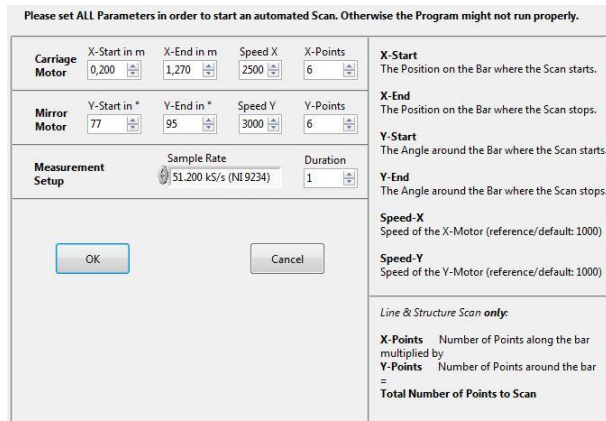


Abbildung 2-23: Steuerung der Automatisierten Modi des FuselageScanners

Der entsprechend ausgewählte Modi bzw die Setup-Routine lässt sich durch drücken des „Start“-Buttons aktivieren.

Bei der Option „Structure-Scan“ (Hauptfunktion) wird eine dialog-geführte Setup Routine gestartet, welche dem User durch alle notwendigen Eingaben begleitet um die gewählte Messaufgabe durchführen zu können.



Please set ALL Parameters in order to start an automated Scan. Otherwise the Program might not run properly.

Carriage Motor	X-Start in m 0,200	X-End in m 1,270	Speed X 2500	X-Points 6
Mirror Motor	Y-Start in ° 77	Y-End in ° 95	Speed Y 3000	Y-Points 6
Measurement Setup	Sample Rate 51.200 kS/s (NI 9234)		Duration 1	

OK **Cancel**

X-Start
The Position on the Bar where the Scan starts.

X-End
The Position on the Bar where the Scan stops.

Y-Start
The Angle around the Bar where the Scan starts.

Y-End
The Angle around the Bar where the Scan stops.

Speed-X
Speed of the X-Motor (reference/default: 1000)

Speed-Y
Speed of the Y-Motor (reference/default: 1000)

Line & Structure Scan only:

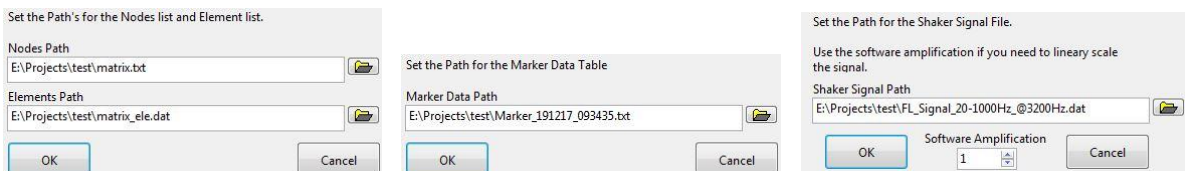
X-Points Number of Points along the bar multiplied by

Y-Points Number of Points around the bar

= Total Number of Points to Scan

Abbildung 2-24: Dialogfeld nach drücken des "Start"-Buttons im "Basic"-Tab des User-Interfaces. Hier werden die Grenzwerte der Motoren, sowie Sample-Rate und Messdauer der Datenerfassung eingestellt.

Falls der Nutzer keine Konfigurationsdatei geladen hat oder bisher keine Einstellungen vorgenommen hat, wird er zuerst aufgefordert die Grenzwerte für das System festzulegen Abbildung 2-24 sowie die Messdauer und Sample Rate einzustellen.



Set the Path's for the Nodes list and Element list.

Nodes Path
E:\Projects\test\matrix.txt

Elements Path
E:\Projects\test\matrix_ele.dat

OK **Cancel**

Set the Path for the Marker Data Table

Marker Data Path
E:\Projects\test\Marker_191217_093435.txt

OK **Cancel**

Set the Path for the Shaker Signal File.

Use the software amplification if you need to lineary scale the signal.

Shaker Signal Path
E:\Projects\test\FL_Signal_20-1000Hz_@3200Hz.dat

OK **Software Amplification** 1 **Cancel**

Abbildung 2-25: Dialoge zur Dateiauswahl für die Setup-Routine um eine Messaufgabe zu konfigurieren.

Im Anschluss müssen erforderlichen Dateipfade lokalisiert werden Abbildung 2-25. Im Falle des Structure-Scans müssen alle Pfade korrekt sein und die Dateien zur aktuellen Messaufgabe passen, damit das System sich korrekt in die Umgebung einmessen kann und alle Messpunkte präzise trifft, der Shaker verwendet werden kann und alle erforderlichen Parameter für die Auswertung vorhanden sind.



Please check if all Settings are correct before you start the automated Scan.

Carriage Motor	X-Min in m 0,200	X-Max in m 1,270	Speed X 2500	X-Points 6
Mirror Motor	Y-Min in ° 77	Y-Max in ° 95	Speed Y 3000	Y-Points 6
Measurement Setup	Sample Rate 51.200 kS/s (NI 9234)		Duration 1	
Project Path E:\Projects\test				
Nodes Path E:\Projects\test\matrix.bt				
Elements Path E:\Projects\test\matrix_ele.dat				
Marker data E:\Projects\test\Marker_191217_093435.bt				
Marker mapping Look-up-Table E:\Projects\test\Marker_LuT.bt				
Signal for Shaker E:\Projects\test\FL_Signal_20-1000Hz_@3200Hz.dat				

START SCAN

Cancel

Abbildung 2-26: Nach Abschluss der Setup-Routine erfolgt eine Übersicht über alle gesetzten Einstellungen mit der Option den Scan zu starten oder den Vorgang abubrechen. Alle gesetzten Einstellungen bleiben erhalten.

Abschließend sieht der Nutzer alle getätigten Eingaben in einer Übersicht und kann abschließend entscheiden ob die Messung gestartet werden soll oder nicht. Wenn „Skip Setup“ (Abbildung 2-23) aktiviert ist, werden alle Schritte bis auf die abschließende Übersicht übersprungen. Dialogfelder zu fehlenden Pfaden werden dem Nutzer dennoch angezeigt. Der „Stop“-Button (Abbildung 2-23) beendet alle Vorgänge einer aktuellen automatisierten Messung und schaltet die Motoren und zusätzliche Hardware aus. Der „Pause“-Button (Abbildung 2-23) hält das System an der aktuellen Messposition an. Ein erneutes drücken setzt das Program an der gleichen Stelle fort.

Manuelle Steuerung des Systems

Basic ManualMode Shaker Settings

Motor Mirror

OP Mode 40

Position 0

Speed 2000

START

Marker Mode

Switch Off

Current Radius (Mirror <-> Structure) 0

Add to Marker-Array

Get Position

Delete Last Entry

Undo

Save to Marker-File

Save

Abbildung 2-27: Manuelle Motorensteuerung und manuelle Marker-Positions-Verwaltung

Mithilfe der manuellen Steuerung können ohne weitere Hilfsmittel über Eingabefelder die Motoren gesteuert werden. So können bestimmte Positionen in einem Messumfeld manuell überprüft und gemessen werden. Bei Aktivierung des „Marker Mode“ sucht das System automatisch im Umfeld der



aktuellen Position nach Markern und trägt sie in die „MarkerIDList“ (Abbildung 2-28) ein sofern welche gefunden wurden.

Weiterhin können auch manuell angefahrene Positionen als Marker-Positionen per Knopfdruck zur Marker Liste hinzugefügt werden. Wenn also der Abstand zur Struktur bekannt ist und es z.B. nicht möglich ist Marker aufzukleben, schafft diese Funktion Abhilfe um sich trotzdem in die Umgebung bzw. Geometrie einzumessen. Dazu wird möglichst genau der Abstand in das dafür vorgesehene Feld (Abbildung 2-27, „Current Radius“) eingetragen, manuell mit den Motoren an die gewünschte Position manövriert und anschließend mittels „Get Position“ die Marker Position zur Liste hinzugefügt.

So konnte z.B. in einer Laborumgebung die in Abbildung 2-28 zu sehende Teststruktur mit mehreren manuell erfassten Marker Positionen eingemessen werden.

3D-Modell

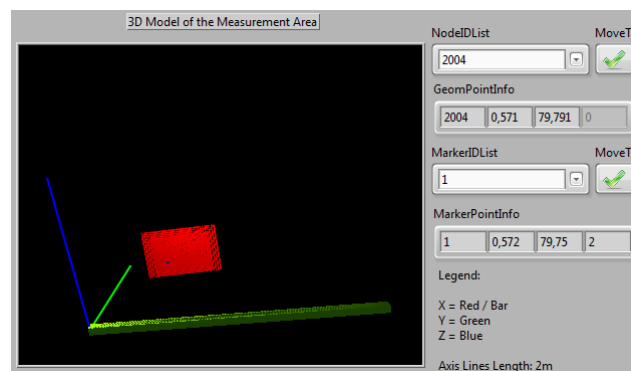


Abbildung 2-28: 3D-Darstellung der Messumgebung inklusive Liste mit allen verfügbaren Messpunkten (nach dem Einmessen) und allen Marker Punkten.

Bei dem 3D-Modell handelt es sich um eine 3D-Darstellung der Messumgebung des Fuselage Scanners. Es zeigt nach Berechnung der eingemessenen Geometrie die zu messende Struktur in Relation zu dem physikalischen Aufbau des Messsystems. Die Darstellung lässt sich beliebig drehen und zoomen, sowie einzelne Messpunkte anklicken. Die Daten des gewählten Punktes werden rechts neben der Anzeige in „NodeIDList“ sowie „GeomPointInfo“ angezeigt. Der dazugehörige Button „MoveTo“ verfährt das System an die entsprechende Stelle, sodass der Laserstrahl auf dem gewählten Messpunkt ausgerichtet ist. Dadurch lässt sich die Genauigkeit der eingemessenen Geometrie überprüfen. Alle Punkte können auch aus dem „NodeIDList“-Dropdown Feld gewählt werden. Weiterhin werden alle bekannten Marker und deren Position in einer zweiten, darunter liegenden Liste dargestellt. Damit können die erfassten Marker Positionen überprüft und mit den eingemessenen Positionen verglichen werden.

Camera Live Feed

Ein „Live-Feed“ zeigt das aktuelle Bild, in schwarz / weiß, der auf dem Schlitten montierten Kamera an. Das Bild zeigt zu jeder Zeit die Umgebung des aktuellen Messpunktes bzw. des Laserpunktes. So kann jederzeit die Position und Ausrichtung des Schlittens nachvollzogen werden. Weiterhin eignet es sich bei manueller Steuerung mittels Gamepad dazu den Schlitten ohne direkten Sichtkontakt zu verfahren, z.B. wenn sich der Aufbau in einem Flugzeugrumpf befindet. Durch die „Brightness“ Variable unterhalb der Anzeige justiert sich die Kamera fortlaufend auf die eingestellte Helligkeit. Dabei entspricht der Wert 0 einem komplett schwarzen Bild und der Wert 255 einem komplett weißen. Die „Gain“ Variable

fügt eine Restlicht-Verstärkung hinzu um auch in dunkleren Umgebungen die gewünschte Helligkeit zu erreichen. Bei hohen „Gain“ Werten erhöht sich allerdings Rauschen der Bilderfassung. Bei diversen Tests hatte dies jedoch keinerlei größeren Einfluss auf das Marker Tracking.

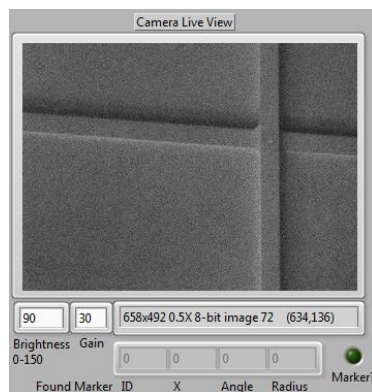



Abbildung 2-29: Aktuelles Kamerabild inklusive Einstellung der Helligkeit. Der zuletzt gefunden Marker wird darunter angezeigt.

Wenn das Marker Tracking aktiviert ist, manuell oder durch aktivieren des ControlPads, wird durch eine Bool-Anzeige visualisiert ob ein Marker im aktuellen Bildausschnitt gefunden wurde. Weiterhin werden die ausgelesenen / errechneten Positionsdaten des letzten gefundenen Markers unter dem Bild angezeigt. Eine rote Linie zeigt sowohl die Position als auch den Abstand zwischen Marker und Laserpunkt.

Zeitdaten / Frequenzdaten

Im unteren Bereich des User-Interfaces lassen sich Zeitdaten für bis zu 20 Kanäle in Echtzeit darstellen (Abbildung 2-30, links). Weitere Kanäle sind Softwareseitig problemlos möglich, jedoch limitiert das aktuelle Hardwaresetup die Anzahl auf 20 physikalische Kanäle. Für jeden Kanal lassen sich eine Vielzahl an Einstellungen vornehmen um die Anzeige zu personalisieren. Über das Auswahlfeld unterhalb der Anzeige lässt sich der RMS-Wert eines beliebigen Kanals anzeigen. Das eignet sich z.B. um die durchschnittliche Kraft anzuzeigen, die bei einem breitbandigen Anregungssignal über einen angeschlossenen Verstärker / Shaker ausgegeben wird.

Rechts neben der Zeitdaten-Darstellung ist das Spektrum der aktuellen Messdaten aufgetragen. Mit den darunterliegenden Parametern kann die Anzeige vereinfacht an die aktuelle Messung angepasst werden, um die aufgezeichneten Daten in Echtzeit im Frequenzbereich überprüfen zu können. Die Plots der Zeit- und Frequenzdaten können während der Laufzeit durch einen „Rechtsklick“ auf den „mini-Graph“, neben dem Kanalnamen(z.b. LV ), konfiguriert werden.

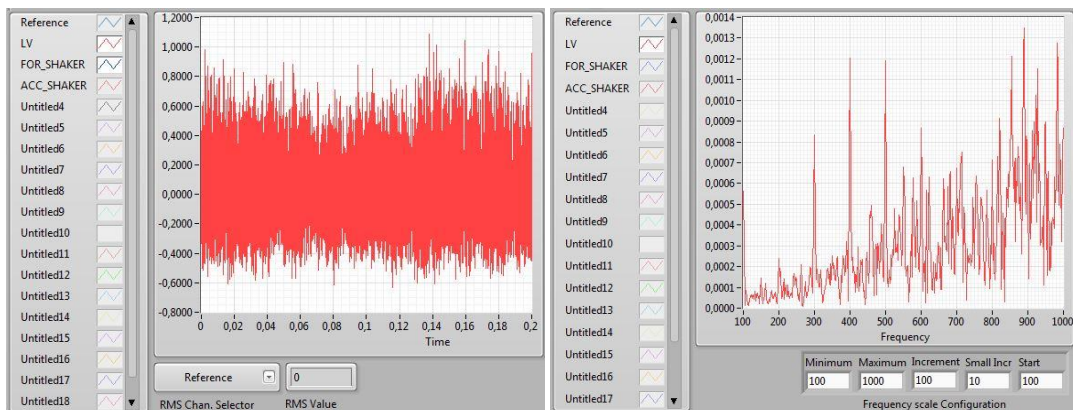


Abbildung 2-30: Zeit und Frequenzdaten Live-Darstellung der aktuellen Messung bzw. des aktuell gemessenen Punktes

Ansteuerung über externes Eingabegerät

Eine vereinfachte Steuerung wurde im Laufe des Projektes in die Software integriert um einige Funktionen auf praktische Art und Weise mit einem handlichen Controller zu steuern. Diese lässt sich per Knopfdruck im User-Interface aktivieren. Danach lassen sich mithilfe der analogen Steuerknüppel die Motoren des Schlittens steuern. Durch festhalten der „RB“-Taste können präzisere Bewegungen ausgeführt werden. Das Steuerkreuz ermöglicht das Einstellen der Variablen für die Helligkeit des Kamerabildes. Eine weitere Taste startet die Auto-Fokus Funktion des LaserVibrometers an der aktuellen Position. Weiterhin kann eine manuelle Messung gestartet werden um Tests an spezifischen Positionen vorzunehmen.

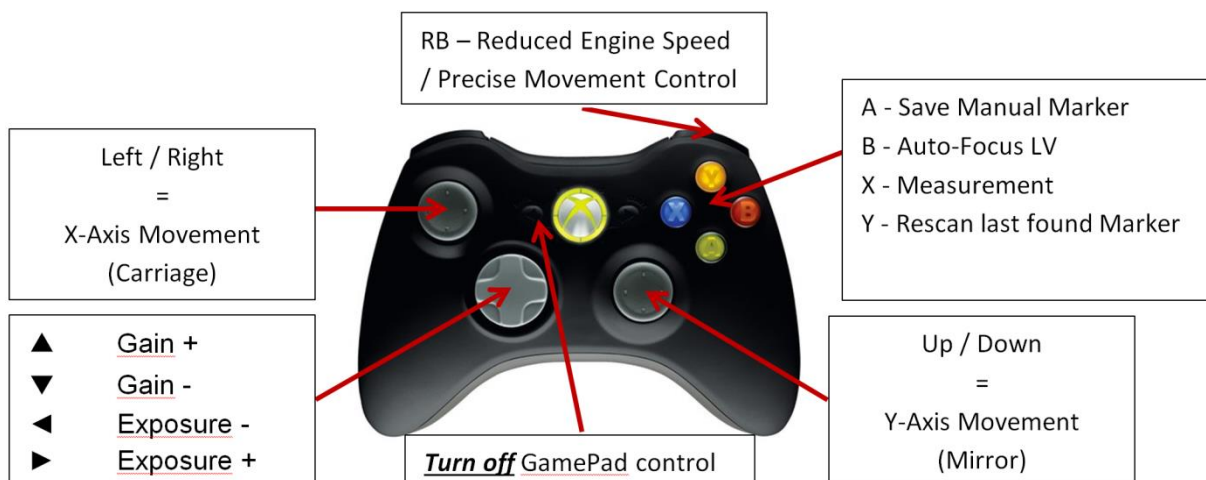


Abbildung 2-31: Auflistung der Steuerungsmöglichkeiten der diversen Softwaremodule die mit dem angeschlossenen Gamepad möglich sind

Während der Controller aktiv ist, wird in dem aktuellen Kamerabild kontinuierlich nach Markern sucht. Wird ein Marker gefunden, trägt die Software sie in eine Liste ein. Dem Nutzer werden die dazugehörigen Informationen im User-Interface sowohl optisch auf dem Kamerabild, also auch in Form von Positionsdaten unterhalb des Bildes angezeigt (siehe Abbildung 2-29). Es können auch manuelle Positionen für Marker eingetragen werden, falls keine Marker vorhanden sind oder aufgrund sehr

ungünstiger Lichtverhältnisse das Tracking stark behindert wird. In dem Fall wird die aktuelle Position der Motoren, welche äquivalent mit der Stelle ist, an dem sich der Laser des Vibrometers befindet, in die Liste eingetragen.

Kanaltabelleneditor

Durch das Auswählen des Reiters „ChannelTable“ (oben, mittig) gelangt man zu einer Vorschau Ansicht für die aktuelle Kanaltabelle. Ist für das aktuelle Projekt keine Kanaltabelle vorhanden, wird automatisch eine Kanaltabelle mit Standardwerten generiert. Die Kanaltabelle sollte vor jeder Messung überprüft werden und einmalig für jedes Messprojekt neu angelegt und abgespeichert werden. Die Vorschau Ansicht zeigt dabei die Parameter in einem LabVIEW konformen Datenformat.

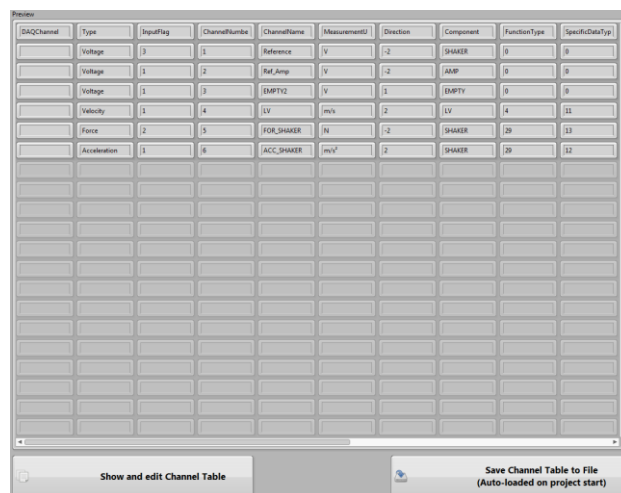


Abbildung 2-32: Vorschau der Kanaltabelle im User-Interface des FuselageScanners

Durch Drücken des „Show and edit Channel Table“ Buttons (Abbildung 2-32) wird eine nutzerfreundliche Eingabevariante der Kanaltabelle geladen. Hier sollten alle verwendeten Kanäle entsprechend konfiguriert und / oder aktiviert werden. Im Anschluss kann die Tabelle mittels „Save Channel Table to File“ abgespeichert werden. Wird das Projekt erneut geladen, wird die Kanaltabelle automatisch geladen und alle Kanäle entsprechend konfiguriert.

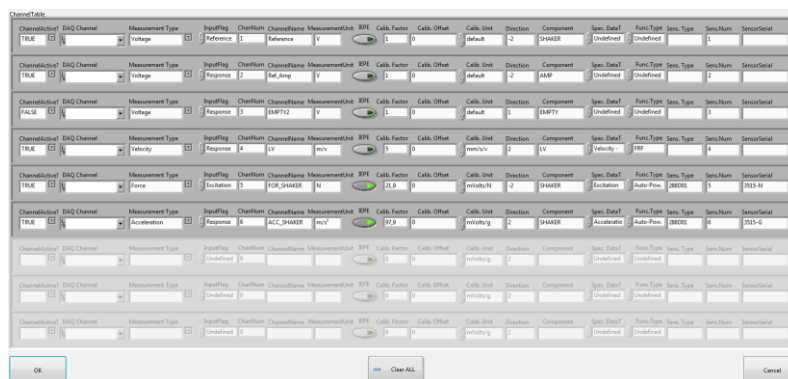


Abbildung 2-33: Nutzerfreundliche Kanaltabelle mit allen erforderlichen Parametern für alle Kanäle konfiguriert für die aktuelle Messaufgabe

Integriertes Marker Mapping

Über Grid Functions und „Load Marker Mapping“ gelangt man zum Tool, welches die *LookUpTable* (Der Bezug zwischen generiertem Messgitter und realer Messumgebung) zur Einmessung erstellt. Der Plot links oben in Abbildung 2-34 zeigt die eingelesene Nodes Datei mit allen Messpunkten an. Es ist eine 3D-Darstellung der zu messenden Geometrie, jedoch ohne Bezug zum aktuellen Messaufbau. Die Darstellung ist mithilfe zweier Variablen skalierbar.

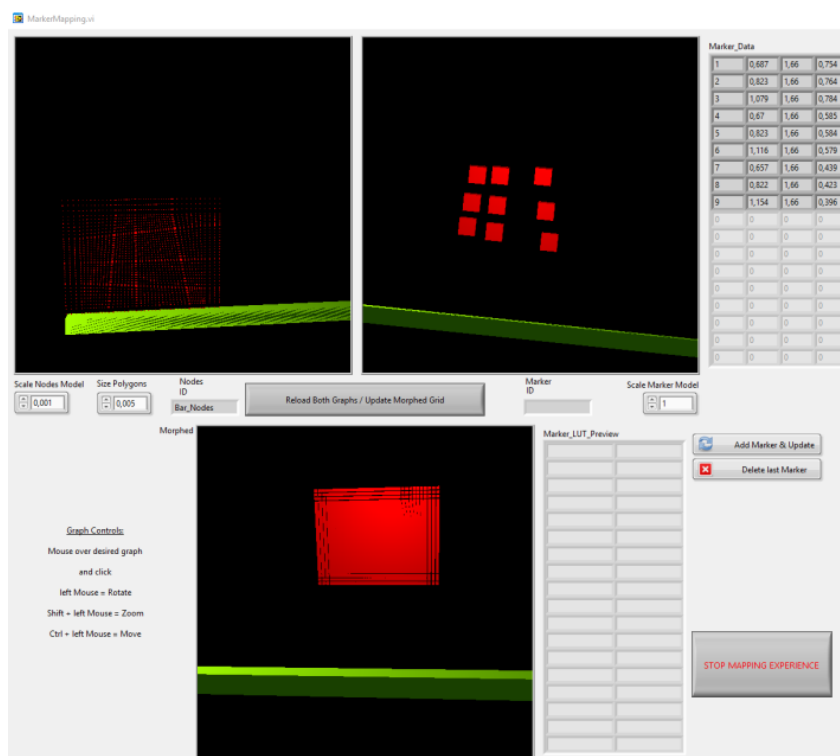


Abbildung 2-34: Das "Marker Mapping Tool" zeigt die eingelesene Geometrie aus der "Nodes"-Datei (oben links), die eingelesenen Marker (oben rechts) und das daraus resultierende eingemessene Grid (unten)

Der Plot rechts oben zeigt die Positionen aller gefundenen Marker an. Diese sind bereits in Bezug auf das Koordinatensystem des Fuselage Scanners korrekt dargestellt / positioniert. Der Nutzer kann diese Ansicht nutzen um einen Marker aus dem rechten Plot auszuwählen und den Punkt, dem er in der Geometrie aus dem linken Bild entsprechen soll. Das Programm füllt daraufhin eine Liste / „Lookup Table“ die die Referenz zwischen den einzelnen Marker Punkten und deren äquivalent aus der Geometrie enthält. Wurden alle Marker erfolgreich „gemapped“ kann im Anschluss die „eingemessene Geometrie“ generiert werden. Diese enthält die Position aller Messpunkte der Geometrie in Motorkoordinaten bzw. transformiert in das Koordinatensystem des Fuselage Scanners. Der Plot unten in der Mitte ist der „Ergebnis Plot“ der die eingemessenen Koordinaten in Relation zu dem physikalischen Aufbau des FuselageScanners bereitstellt und die transformierte Darstellung präsentiert.

Integrierte Datenablage HDF5, Host PC

Eine weitere Hauptfunktion der Software, ist eine integrierte Datenablage. Dafür wurde vorrangig auf das HDF5 File Format gesetzt. Dieses eignet sich hervorragend um sehr große Datenmengen (mehrere hundert GigaByte bis hin zu TeraByte) in einer selbst strukturierten Datenbankdatei abzulegen. Es



können sämtliche Informationen die zum Steuern und Messen der Hardware erforderlich sind und für das Wiederholen einer Messung erforderlich sind, innerhalb dieser Datei geordnet abgespeichert werden. Für den Fall, dass eine Messung z.B. nach mehreren Jahren wiederholt werden muss, können alle erforderlichen Informationen aus einer einzelnen Datei bezogen werden.

The screenshot displays the Flight-LAB software interface. On the left, a tree view shows the file structure under '171106_13422'. The 'MEASUREMENT' folder is expanded, showing a list of measurement points from P000001 to P000031. The 'General Object Info' panel shows details for the selected object 'LV', including its path, type, number of attributes, and object reference. The 'Dataspace and Datatype' panel shows the dimensions and data type of the selected object. A small window titled 'Image_P000120' shows a grayscale image of a measurement. On the right, a table lists the parameters and their values for the selected object.

Name	Value	Type	Array Size
Angle_Euler_YZ	-97.29	64-bit floating-point	Scalar
CalibrationFactor	5	String, length = variable	Scalar
CalibrationFactorUnit	mm/s/V	String, length = variable	Scalar
CalibrationOffset	0	String, length = variable	Scalar
ChannelName	LV	String, length = variable	Scalar
ChannelNumber	4	String, length = variable	Scalar
Component	LV	String, length = variable	Scalar
Count_X-Positions	10,000	String, length = variable	Scalar
Count_Y-Positions	10,000	String, length = variable	Scalar
DAQChannel	cDAQ9188-MasterMod4/ai3	String, length = variable	Scalar
Direction	-2	String, length = variable	Scalar
Elements Path	D:\LaserVibrometerLasers...	String, length = variable	Scalar
FunctionType	4	String, length = variable	Scalar
GeometryPoint	99.0	64-bit floating-point	Scalar
GeometryPoint_Next	100.0	64-bit floating-point	Scalar
IEPE	Off	String, length = variable	Scalar
InputFlag	1	String, length = variable	Scalar
Marker Path	D:\Marker_Data\171106_1...	String, length = variable	Scalar
Measure	On	String, length = variable	Scalar
MeasurementUnit	mm/s	String, length = variable	Scalar
NodeList Path	D:\LaserVibrometerLasers...	String, length = variable	Scalar
Position_X	0.364	64-bit floating-point	Scalar
Position_Y	-3.044	64-bit floating-point	Scalar
Position_Z	-0.39	64-bit floating-point	Scalar
SampleRate	51200.0	64-bit floating-point	Scalar
SensorNumber	4	String, length = variable	Scalar
SensorSerial		String, length = variable	Scalar
SensorType		String, length = variable	Scalar
Shaker Path	D:\LaserVibrometerLasers...	String, length = variable	Scalar
SpecificDataType	30	String, length = variable	Scalar
TotalAcqTime	1.0	64-bit floating-point	Scalar
Type	Voltage	String, length = variable	Scalar
Velocity_X	1000.000	String, length = variable	Scalar
Velocity_Y	1000.000	String, length = variable	Scalar
X_max	1.500	String, length = variable	Scalar
X_min	0.300	String, length = variable	Scalar
Y_max	-80.000	String, length = variable	Scalar
Y_min	-100.000	String, length = variable	Scalar

Abbildung 2-35: Vorschau auf den Aufbau und die Inhalte der resultierende HDF5-Datei welche alle Daten einer Messung sowie sämtliche Konfigurationen zur Wiederholung und Auswertung enthält

Beim Lesen und Schreiben von sehr großen Dateien, können die Zugriffszeiten sehr lange werden. Dieser Vorgang kann dazu führen, dass der Ablauf des Mess-Programms blockiert wird. Aus diesem Grund werden die Dateien während der Messung aufgeteilt. Jeweils 5 Messpunkte werden in einer HDF5-Datei gespeichert. Im Anschluss wird automatisch eine neue Datei erzeugt, die eine fortlaufende Nummer enthält. Am Ende einer Messung können mit einem zusätzlich entwickelten Tool, die HDF5 Dateien zu einer einzelnen Datei zusammengefasst werden.

Datenablage TDMS, cRIO

Um einen Datenverlust bei einem möglichen Verbindungsabbruch der Software auf dem Host-PC zu verhindern wurde eine redundante Datenablage eingeführt. Dabei handelt es sich um TDMS-Dateien welche direkt auf dem CompactRIO erstellt und abgespeichert werden. Der Aufbau der Datenablage mit TDMS ist dabei nur unwesentlich anders als der zur HDF5 Datei. Es werden 100 MB große partielle Dateien auf einer am cRIO angeschlossenen USB-Festplatte gespeichert. Nach Abschluss der Messung können mithilfe eines beiliegenden, entwickelten Merge-Tools alle partiellen TDMS-Dateien auf dem



Host-PC konvertiert und zu einer HDF5 Datei mit derselben HDF5-Struktur, wie in Abbildung 2-35 zu sehen, zusammengefügt werden. Durch diesen Schritt kann das Messsystem letztendlich komplett ohne Host-PC arbeiten.

Status-Log

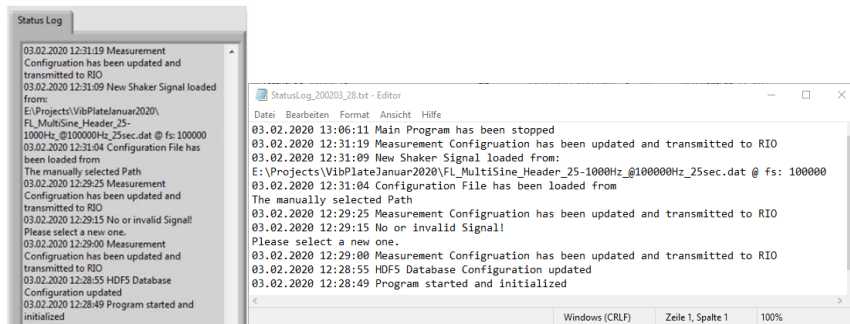


Abbildung 2-36: Der Status Log des Fuselagescanner Systems. Auf der linken Seite die Ansicht, wie sie im User-Interface des Programmes zu finden ist. Auf der rechten Seite als Beispiel die "log"-Datei derselben Anzeige

Ein integriertes Status-Log zeigt alle Einstellungen und Vorgänge die auf dem CompactRIO und dem Host-PC durchgeführt werden. Weiterhin wird kontinuierlich eine Datei geführt die all diese Informationen auf der Festplatte speichert. Im Falle von Problemen / Fehlern oder ausfällen kann so vereinfacht der Zeitpunkt und Ort lokalisiert werden.

Integration der Steuerung des LV Controllers

Das Laservibrometer muss, damit es einen guten Signallevel erreicht und präzise Daten erfassen kann, auf den zu messenden Punkt fokussiert werden. Dadurch, dass der Laserstrahl über einen auf einem beweglichen Schlitten montierten Umlenkspiegel geleitet wird, ändert sich die Entfernung und somit der Fokuspunkt fortlaufend. Das führt dazu, dass der Laserpunkt bei jeder größeren Bewegung des Schlittens seinen optimalen Fokus verliert. Aus diesem Grund wurde eine Schnittstelle zum LDV-Controller geschaffen. Über ein RS-232 Kabel kann der LDV-Controller direkt mit der Schnittstelle auf dem CompactRIO verbunden werden. Das ermöglicht die Konfiguration des LDV-Controllers, sowie das automatische Fokussieren des Laserpunktes und das nachjustieren des Laserfokus bei Bewegung des Schlittens. Zur Steuerung wurde in das User-Interface ein Button integriert der den Auto-Focus Vorgang startet. Das System merkt sich die Position des Schlittens und korrigiert daraufhin automatisch den Fokus in Relation zur Bewegung des Schlittens nach. Dadurch ist der Laserpunkt des Vibrometers auch bei Messungen mit vielen und/oder großen Entfernungsänderungen wie z.B. im A400M immer fokussiert und liefert optimale Daten.



Erprobung an der DO

Um das Messsystem an die Anforderungen für autonome und robuste Langzeitmessungen zu testen, fand ein erster Versuch unter realen Bedingungen in einem richtigen Flugzeugrumpf stattfinden. Dafür stand die DO 728 des DLR am Standort Göttingen zur Verfügung. Die Sitzreihen im hinteren Teil des Flugzeugs wurden dazu entfernt und dort der 6 Meter Aufbau des Scansystems platziert. Zunächst sollte untersucht werden wie gut die Schwingungsisolierung des kompletten Aufbaus gegenüber dem Flugzeug im angeregten Zustand ist. Dazu wurde mittels eines Shakers und der Fuselage Scanner-Software ein Signal in Form eines MultiSinus von 2-1000 Hz dazu genutzt, das Flugzeug anzuregen. Mithilfe von mehreren Beschleunigungssensoren, die überall auf dem Balken platziert wurden, konnte das Verhalten beobachtet werden.



Abbildung 2-37: Der erste Versuchsaufbau des FuselageScanner in einem realen Einsatzszenario, der DO 728.

Wichtig bei diesem Versuch war es zu verifizieren, dass möglichst nur geringe oder keine Schwingungen oberhalb der 50 Hz Grenze vom Erreger, über die Flugzeugstruktur in das Messsystem eingetragen werden. Eine abschließende Langzeitmessung über einen Zeitraum von 16 Stunden sollte zusätzlich Auskunft über die Robustheit und Einsatzfähigkeit in einem realen Szenario unter Beweis stellen.

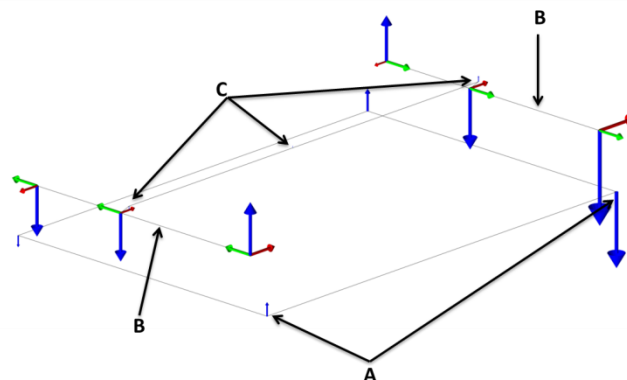


Abbildung 2-38: Beispielhafte Schwingungsamplituden am Vibrometerscanner bei 52Hz.
(A) – Schwingungen am Boden nahe der Stützen. (B) – Schwingungen der Querbalken, auf denen die Traverse aufliegt. (C) Schwingungen der Traverse

Wie in Abbildung 2-38 beispielhaft gezeigt, sind die Schwingungsamplituden auf der für das Messsystem relevanten Traverse deutlich niedriger als die eingeleiteten Schwingungen. Im Detail ist die Entkopplung im gesamten Frequenzbereich in Abbildung 2-39 zu sehen. Positiv auffällig ist, dass ab der vorgesehenen Trennfrequenz von 50 Hz die Schwingungsamplituden auf der Traverse mindestens eine Größenordnung unterhalb der Amplituden der Querbalken liegt.

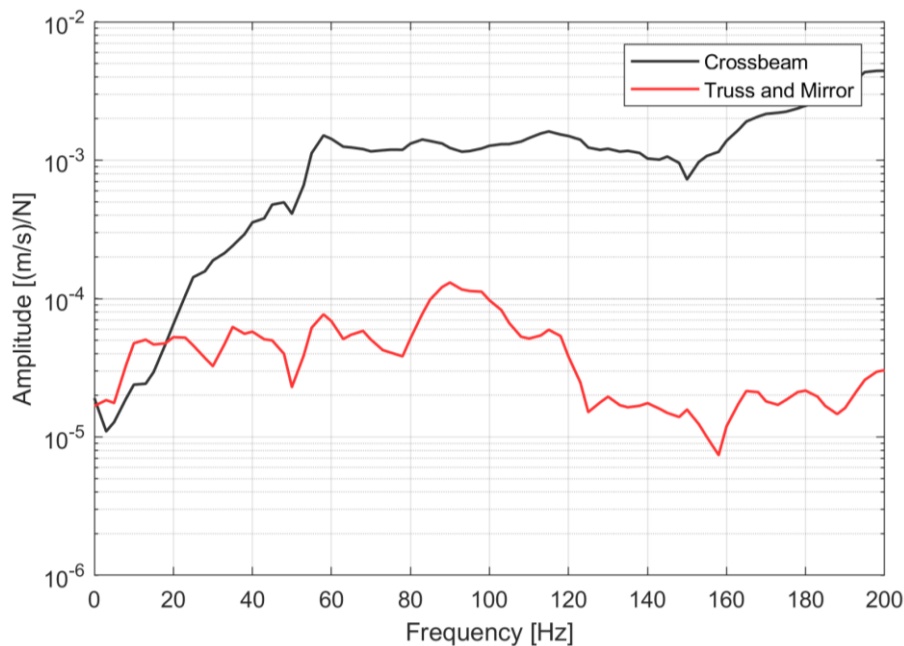


Abbildung 2-39: Vergleich der mittleren Schwingungsamplituden auf den Querträgern und der Traverse. Ab einer Frequenz von 50 Hz liegen die Schwingungen auf der Traverse mindestens eine Größenordnung unterhalb der Schwingungen die auf den Querträgern wirkt.

Somit konnte bestätigt werden, dass der Balken, auf dem sich das Vibrometer befindet, weitestgehend von allen störenden Schwingungen befreit ist. Daraus ergab sich die Schlussfolgerung, dass der FuselageScanner unabhängig von Szenario und Anregung eingesetzt werden kann, um sehr genaue Messungen in schwingenden Umgebungen durchzuführen.

Im letzten Schritt erfolgte dann die 16 Stunden dauernde Messung in der DO 728 um das komplette Scan System in einem echten Anwendungsfall zu testen.

Dazu wurden zuerst die Begrenzung eingestellt, dann wurde sich mittels Marker Tracking in die Geometrie eingemessen und anschließend mithilfe eines Geometriemodells der DO 728, das letztendlich verwendete Messgitter erzeugt. Die Stellen an denen sich die Headracks befinden wurden aus dem Modell entfernt. Daraus folgte ein 9500 Punkte großes Grid, welches bei einer Messdauer von 5 Sekunden pro Punkt abgetastet wurde. Die ganze Prozedur erfolgte ohne Schwierigkeiten. Kleinere Probleme die unter realen Bedingungen beim Marker Tracking und Positionierungsgenauigkeit der Motoren auftraten, konnten innerhalb kürzester Zeit beseitigt werden. Die Messungen sollten zusätzlich Anhand eines direkten Vergleichs zwischen Vibrometer und Sensordaten verifiziert werden. Aufgrund eines Versäumnisses in der Versuchsdurchführung war dies jedoch nicht direkt möglich. Die Sensorpositionen wurden nicht direkt angefahren. Stattdessen wurden die Daten der Sensoren auf der

Außenhaut der Struktur mit den Vibrometermesspunkten die diesen am nächsten liegen verglichen. Eine gewisse Abweichung ist dabei unvermeidlich, wie in Abbildung 2-40 zu sehen ist.

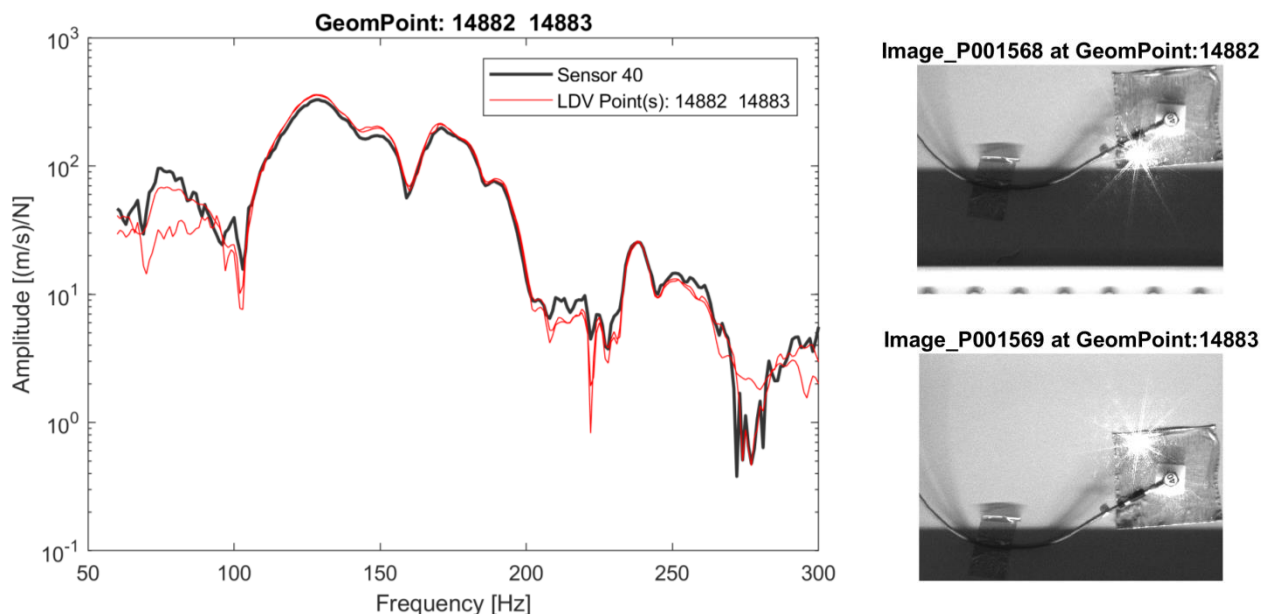


Abbildung 2-40: Beispielhafter Frequenzgangsverlauf eines Sensors (schwarz) und der zwei nächstliegenden Vibrometermessergebnisse (rot).

Bei der Auswertung der Sensordaten fiel auf, dass die Ergebnisse im Bereich von 100 Hz–200 Hz zwar perfekt übereinander liegen, es jedoch Abweichungen im darüber- und darunterliegenden Frequenzbereich gibt. Da die DO728 Struktur für diesen Versuch nicht vollständig von Kabeln, Schläuchen und anderen Kleinteilen befreit wurde, sind Abweichungen im höheren Frequenzbereich zu erwarten gewesen. Weshalb allerdings im theoretisch sehr gut entkoppelten Bereich von 60–100 Hz starke Abweichungen vorlagen, ließ sich zu dem Zeitpunkt nicht genau beantworten. In Betracht gezogen wurde eine mögliche Auswirkung der Oberfläche des Aluminiumklebebandes, auf welchem die Sensoren befestigt wurden. Beide Vibrometerpunkte sind nahe der Kante dieser Oberfläche. Die Ergebnisse der Entwicklung des FLS wurden 2018 auf der ISMA Konferenz in Leuven veröffentlicht [1].

Zusammenführung des FuselageScanner's des DLR's mit dem Mikrofon Array der HSU

Die Zusammenführung der Messsysteme wurde in iterativer Form durchgeführt. Zuerst erfolgte die Integration des HSU Motors zur Steuerung des Mikrofon Arrays mithilfe eines Ersatzmotors. Dieser wurde von der HSU zur Verfügung gestellt und die Steuerung dieses Motors in die Software für den FuselageScanner vom DLR integriert. Im zweiten Schritt erfolgte die Integration der beiden Systeme in Hamburg an A400M-MSN5 Rumpf der HSU. Im Zuge der letzten Iteration sollten bereits besprochene Problembereiche behoben werden und weitere mögliche Schwachstellen aufgedeckt werden. Dabei stellte sich heraus, dass das Einmessen in die Rumpfgeometrie, die Schwingungsisolierung sowie eine zuverlässige Netzwerkinfrastruktur noch Probleme bereiteten. Eine weitere Erprobung mit



anschließender kompletter Messung des A400M Rumpfs wurde in den Monaten September / Oktober 2018 durchgeführt.

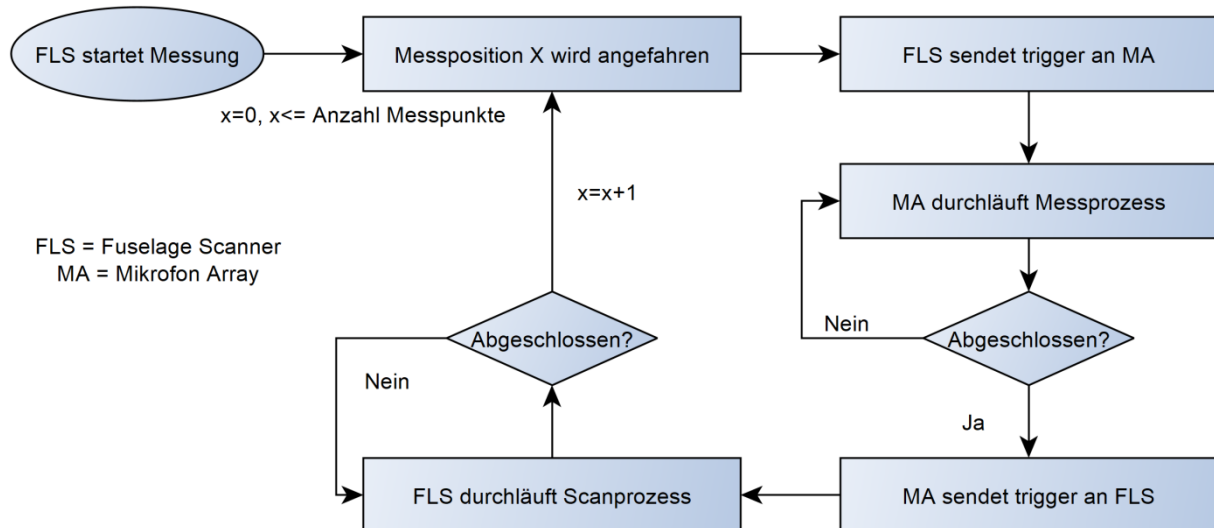
Das Mikrofon Array der HSU und das FuselageScanner des DLR sind jeweils eigenständig funktionierende Systeme. Bei der Zusammenführung musste deshalb darauf geachtet werden, dass beide Systeme im Nachhinein weiterhin eigenständig funktionieren können. Aus diesem Grund wurden die Einschnitte in die jeweiligen Programme gering gehalten und alle erforderlichen Funktionen als modulare Erweiterung integriert. Das FLS übernahm dabei die Steuerung des Motors für das Mikrofon Array und stellte einen TCP/IP Server zur Verfügung. Das Mikrofon Array nutze ein MATLAB-TCP-Client, sodass ein Datenaustausch über eine herkömmliche Ethernet Schnittstelle hergestellt werden konnte. Die Erfassung, Protokollierung und Auswertungen der Messdaten verwaltete jedes System eigenständig.

Die HSU stellte einen Ersatzmotor zur Verfügung, der die Entwicklung der Motorsteuerung beim DLR vor Ort in Göttingen erlaubte. Die Kommunikation mit dem Motor erfolgte ebenfalls mittels CANopen. Dadurch konnte das bestehende CANopen-Kommunikationsnetzwerk der Motoren des FuselageScanners einfach um einen Motor erweitert werden.

Im weiteren Verlauf wurden die Abläufe zur Steuerung des Mikrofon Array in die Software des FuselageScanners übernommen. Als Referenz dafür dienten die Dokumentationen zur Entwicklung des Mikrofon Array sowie das Handbuch des Herstellers für den verwendeten Motor. Dabei traten Schwierigkeiten auf, die den Entwicklungsprozess stark verzögerten. Mehrere Parameter zur Konfiguration und Steuerung des Motors standen im Widerspruch. Zum einen betraf das die zur Verfügung stehenden Versionen der Software, bei der für gleiche Abläufe, unterschiedliche Parameter als essentiell angegeben waren. Zum anderen wurden wieder andere Parameter im Handbuch empfohlen. Dadurch, dass der Hersteller der Motoren nicht mehr existiert und die Entwickler der Software nicht mehr zur Verfügung standen, mussten die Fehler nach dem Trial & Error Prinzip lokalisiert und behoben werden. Das offenbarte letztendlich, dass das Handbuch veraltet und nicht als eindeutige Referenz zur Inbetriebnahme herangezogen werden kann. Einige Angaben sind in der Form nicht übertragbar, sodass sich bei Programmierung nach Vorgaben der Motor nicht steuern lässt.

Nachdem diese Schwierigkeiten beseitigt wurden erfolgte die eigentliche Integration. Auf dem CompactRIO und im User-Interface wurden Steuerungsmöglichkeiten zur Nutzung des Motors des Mikrofon Arrays integriert. Im Wesentlichen sorgten diese dafür, dass statt des X-Achsen-Motors des FuselageScanners der Motor des Mikrofon Arrays verwendet wird. Im Programm wurden die vorhandenen Funktionen zur Steuerung durch die neu einprogrammierten Funktionen zur Steuerung des Mikrofon Array-Motors erweitert. Dadurch konnten alle anderen Programmteile des FuselageScanners bestehen bleiben und die Steuerung der Software funktionierte nach gewohntem Prinzip.

Als wesentlicher Bestandteil zur Kommunikation mit dem Messsystem der HSU wurde ein TCP-Server im FuselageScanner eingebaut. Sobald das Mikrofon Array Client-Programm gestartet wurde, konnten die Systeme miteinander kommunizieren. Da beide Systeme eigenständig messen und der FuselageScanner die Steuerung der Motoren übernommen hat, erfolgte die restliche Kommunikation mit Hilfe von Trigger-Befehlen. Diese sorgten für die Synchronisation der Abläufe. Dazu wurden eindeutige Strings über die TCP-Schnittstelle gesendet, welche auch gleichzeitig als Update für den aktuellen Status fungierten. Der generelle Ablauf ist in Abbildung 2-41 zu sehen.


Abbildung 2-41: Ablauf der Kommunikation zwischen dem FLS und dem MA

Die gewählte Art zur Kopplung der Systeme wurde nach erfolgreicher Implementation in Hamburg bei der HSU getestet. Die Steuerung des kombinierten Messsystems funktionierte wie erwartet und es wurden Messdurchläufe über mehrere Stunden zur Validierung durchgeführt.

Während der ersten Versuchswoche lag der Fokus darauf, das kombinierte Messsystem (zu sehen in Abbildung 2-42) in einen ersten funktionierenden Zustand zu bekommen und mögliche Schwächen aufzudecken.

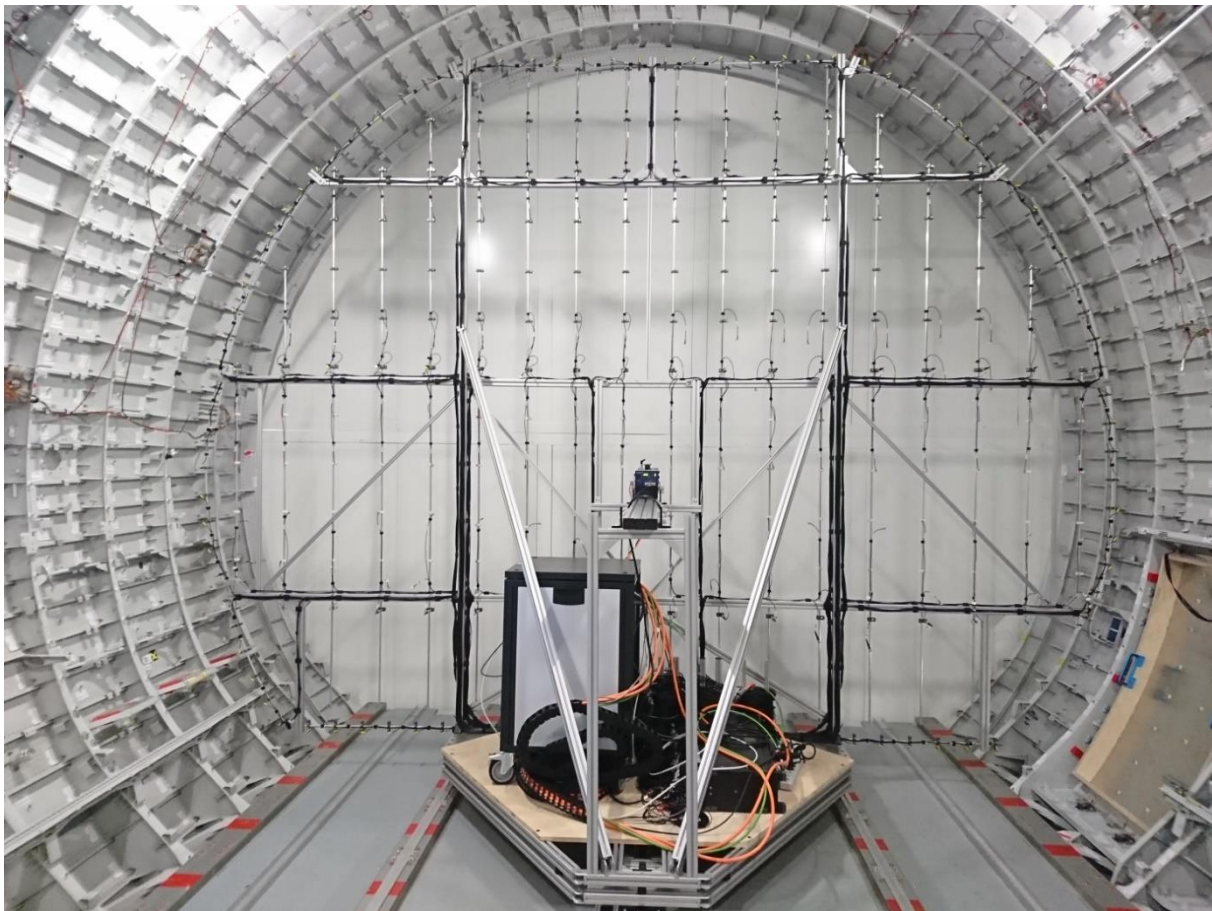


Abbildung 2-42: Erster Aufbau des kombinierten Messsystems ohne schwingungsentkoppelnde Maßnahmen.

Zu diesem Zeitpunkt war deshalb noch kein Aufbau für das Laser Vibrometer und den Aufsatz mit dem Umlenkspiegel auf dem Motorschlitten des Mikrofon-Arrays vorhanden. Deshalb wurde in einer ersten Iteration eine Halterung für den Umlenkspiegel(-motor) in entsprechender Höhe (ca. Rumpfmittle) auf dem Motorschlitten des Mikrofon-Arrays konstruiert. Der Aufbau wurde mithilfe von Provisorien zusammengestellt, mit der Orientierung am finalen Aufbau. Zu diesem Zeitpunkt waren keine Materialien vorhanden um eine Schwingungsentkopplung zu realisieren, weshalb die ersten Ergebnisse ohne Schwingungsentkopplung erzeugt wurden.

Um dennoch einen Einblick in die Nutzbarkeit des integrierten Systems zu erhalten, fanden erste Vergleichsmessungen statt. Dafür wurden Beschleunigungsaufnehmer an unterschiedlichen Positionen im Rumpf des A400M platziert. Anschließend wurde der Motorschlitten an eine entsprechende Position gefahren, sodass mit dem Laserstrahl des Vibrometers die Schwingungsgeschwindigkeit auf dem Rücken eines Beschleunigungssensors gemessen werden konnte. Die Messdauer pro Punkt betrug 60s. Als Anregungssignal wurde ein mit 40-400 Hz bandbegrenzter Multi-Sinus verwendet, der mittels eines

außerhalb des A400M, in positiver Y-Richtung, stehenden Lautsprecherarrays, in die Struktur eingeleitet wurde. Wie in Abbildung 2-43 zu erkennen ist, sind die Antworten von Laser-Vibrometer und Beschleunigungsaufnehmer im Frequenzbereich unter 300 Hz nahezu identisch. Bei höheren Frequenzen treten immer mehr Abweichungen auf, welche mit hoher Wahrscheinlichkeit durch Winkelabweichung in der Messrichtung auftreten.

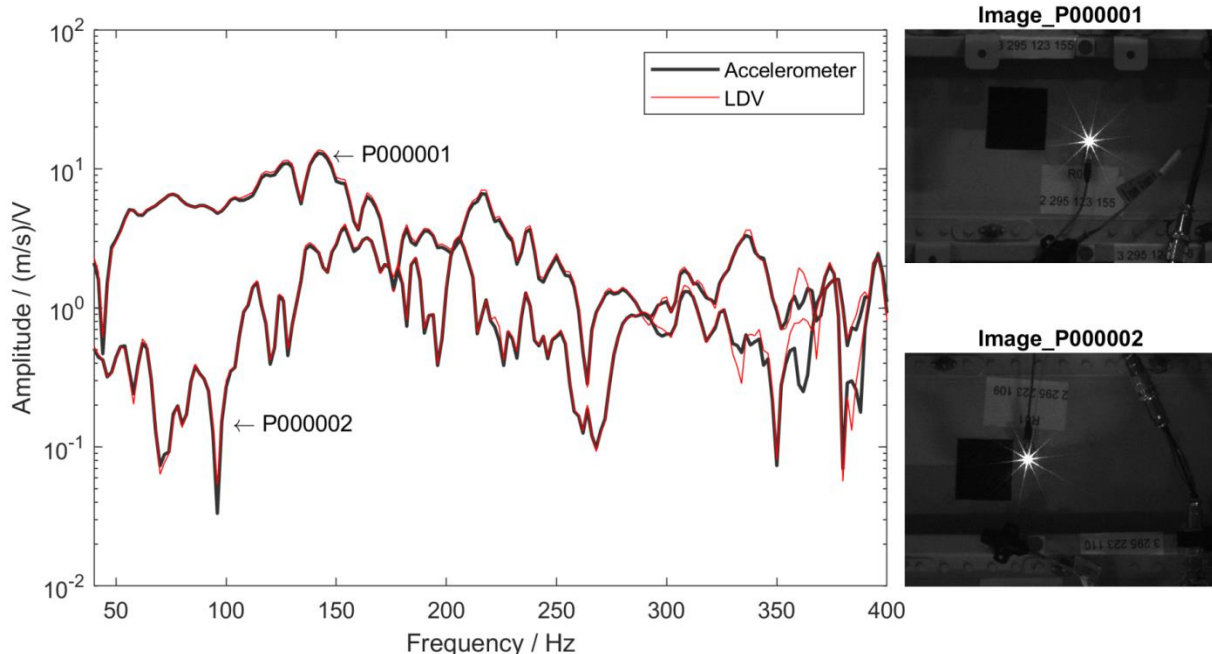


Abbildung 2-43: Vergleich von Beschleunigungsaufnehmerdaten (schwarz) mit Daten des Laservibrometers (rot) von zwei Messpunkten bei denen jeweils der Laser auf den Rücken der Beschleunigungsaufnehmer ausgerichtet wurde

Während der Beschleunigungsaufnehmer immer genau senkrecht zur Struktur misst, ergibt sich beim LDV die Messrichtung in Strahlrichtung und ist somit vom Aufbau der Struktur abhängig. Idealerweise wäre die Rumpfstruktur kreisförmig und der Laserstrahl verlief exakt in der Rumpfmittellinie. Dann wäre an jedem Punkt die Messrichtung orthogonal zur Rumpfoberfläche.

Um einen ersten Datensatz für einen Vergleich zu generieren durchlief das System eine 5 Stunden Messung. Dabei wurden ca. 2200 Messpunkte, in einem ~5m langen Teilbereich des Rumpfes, je 6s gemessen. Das Messgitter wurde anhand des gleichen Modells generiert, welches während einer Messung mit Beschleunigungsaufnehmern im Jahr 2014 verwendet wurde. Mithilfe der Kamera und der QR-Codes konnte sich das System in die Struktur einmessen und das Punktemuster zur Verwendung mit dem kombinierten Scanaufbau anpassen. In Abbildung 2-44 sind die Ergebnisse für einen Vergleich gegenübergestellt. Die Darstellung zeigt die Frequenzantwort des A400M Rumpfteils bei einer Frequenz von 47 Hz. Wie zu erkennen ist sind die Formen der Struktur ähnlich.

Einige Faktoren führten allerdings dazu, dass die Ergebnisse nur bedingt vergleichbar sind. Dadurch, dass die Messdauer bei der LDV Messung nur 6 Sekunden pro Punkt betrug und damit nur einen Bruchteil der Messdauer aus 2014 (5min pro Punkt), sind die Ergebnisse wesentlich stärker verrauscht. Weiterhin wurde wie bereits erwähnt noch keine Schwingungsentkopplung für den im Rumpfinnenen

aufgebauten FLS verwendet. Innerhalb des Rumpfes befinden sich außerdem viele Kabel, Befestigungen und andere Bauteile die das Signal lokal beeinflussen können, sollten sie sich im Strahlengang des Laserstrahls befinden.

Schwierigkeiten beim Bestimmen der Marker Position, die während der Entwicklung zuvor nicht auftraten verhinderten darüber hinaus ein sauberes Einmessen. Dadurch gab es kleinere Abweichungen in der Messposition einiger Punkte, wodurch gerade auf Spanten und Stringern häufiger auch Kanten statt der Flächen Mitte getroffen wurden. Die Prozedur wurde nach der Versuchswoche direkt überarbeitet und das Einmessen durch weitere Tests validiert. Durch die verbesserte Positionsbestimmung der Marker konnten die Messpositionen bei allen folgenden Messungen exakter angefahren werden.

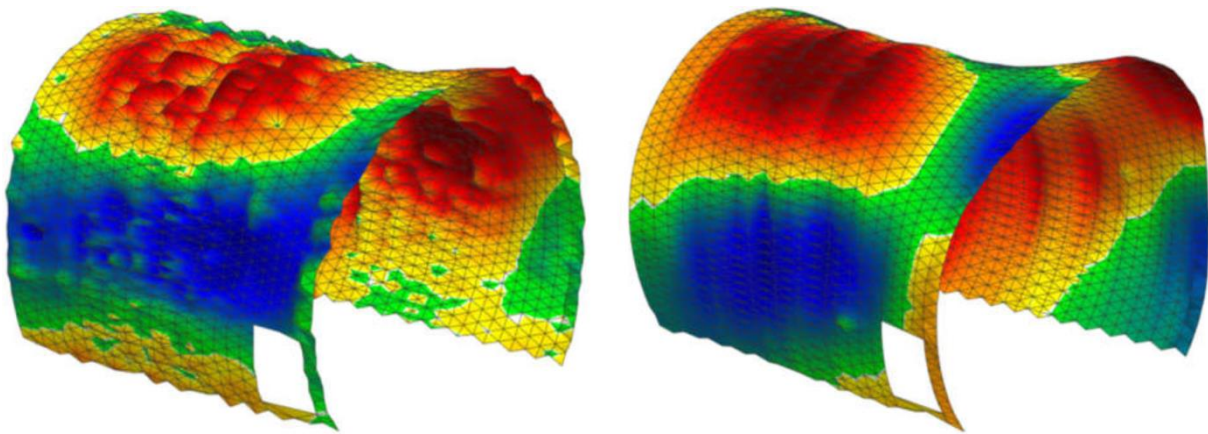


Abbildung 2-44: Frequenzantwort des A400M Rumpfs bei 47 Hz. Vergleich zwischen LDV Daten (links) und einer Messdauer von 6s mit den Daten der Beschleunigungsaufnehmer von 2014 (rechts) bei einer Messdauer von 5 min pro Punkt

In der folgenden Versuchswoche war das Ziel eine Schwingungskopplung zu implementieren, sowie mittels Shaker Anregung erneut ein Teil des Rumpfes zu vermessen.



Abbildung 2-45: Nahaufnahme des ersten Versuchs zur Schwingungsentkopplung zwischen dem Balkenaufsatz des FLS und der restlichen Konstruktion des Mikrofon-Arrays

Als erstes wurde der in Abbildung 2-45 gezeigte Balken mit dem LDV mittels PUR-Schaum Würfel gedämpft. Die Würfel wurden zwischen dem Balken und der Halterung auf dem Mikrofon-Array platziert. Bei PUR-Schaum handelt es sich um das gleiche Material, welches auch beim autarken FLS zum Einsatz kommt. Wie im Abschnitt der Messung in der DO728 zu sehen, konnte das Messsystem damit erfolgreich von Schwingungen <50 Hz befreit werden.

Bei dem kombinierten Messsystem funktionierte die Entkopplung in der gezeigten Variante leider nicht. Das Gesamtgewicht auf dem Balken war zu gering um die Dämpfungseigenschaften der PUR-Schaum Würfel zu nutzen. Beim herkömmlichen FLS Aufbau lastet eine Masse von über 100kg auf den PUR-Schaum Würfeln. Dadurch werden die Eigenfrequenzen des Aufbaus weit genug gesenkt, sodass die Schwingungsentkopplung effektiv funktioniert. Beim Aufbau des integrierten Systems ist die effektive Masse des LDV inklusive Spiegel und Motor mit weniger als 30kg deutlich geringer und somit die Eigenfrequenzen des Aufbaus höher. Die erhöhten Anforderungen an die Schwingungsentkopplung wurden daraufhin zur Aufgabe für die folgende Versuchswoche, da zu diesem Zeitpunkt noch unklar

war wie und womit das System gefahrlos beschwert werden könne. Weiterhin gab es technische Probleme beim Aufbau und Betrieb des zu diesem Zeitpunkt verwendeten Shakers weshalb keine nennenswerten Messungen durchgeführt werden konnten.

Während der nächsten Versuchswoche wurde zuerst die Schwingungsentkopplung realisiert. Durch das anbringen zusätzlicher Massen (Abbildung 2-46), die in Form von Metallplatten und Sandsäcken den Vibrometeraufsatz beschwerten, konnte der Aufbau so angepasst werden, dass eine Schwingungsentkopplung ab der geplanten Anregungsfrequenz von 40Hz zuverlässig gewährleistet wird.



Abbildung 2-46: Der Aufsatz des Laservibrometers auf dem Mikrofonarray-Gestell, beschwert mit Gewichten um die Schwingungsentkopplung zu verbessern

Da der hintere Aufbau mit der Spiegelhalterung und Motor deutlich mehr wiegt als das Laservibrometer wurden auf dieser Seite nur ca. 20 kg zusätzliche Maße angebracht, während an der Vorderseite ca. 30 kg Maße befestigt wurden. Das Ergebnis wurde bei Lautsprecher und Shaker Anregung validiert. Dazu wurden erneut an mehreren Stellen im Flugzeugrumpf Beschleunigungsaufnehmer angebracht und deren Daten mit denen des Laservibrometers verglichen. Der Laser wurde dazu jeweils auf den Rücken der Beschleunigungsaufnehmer ausgerichtet.

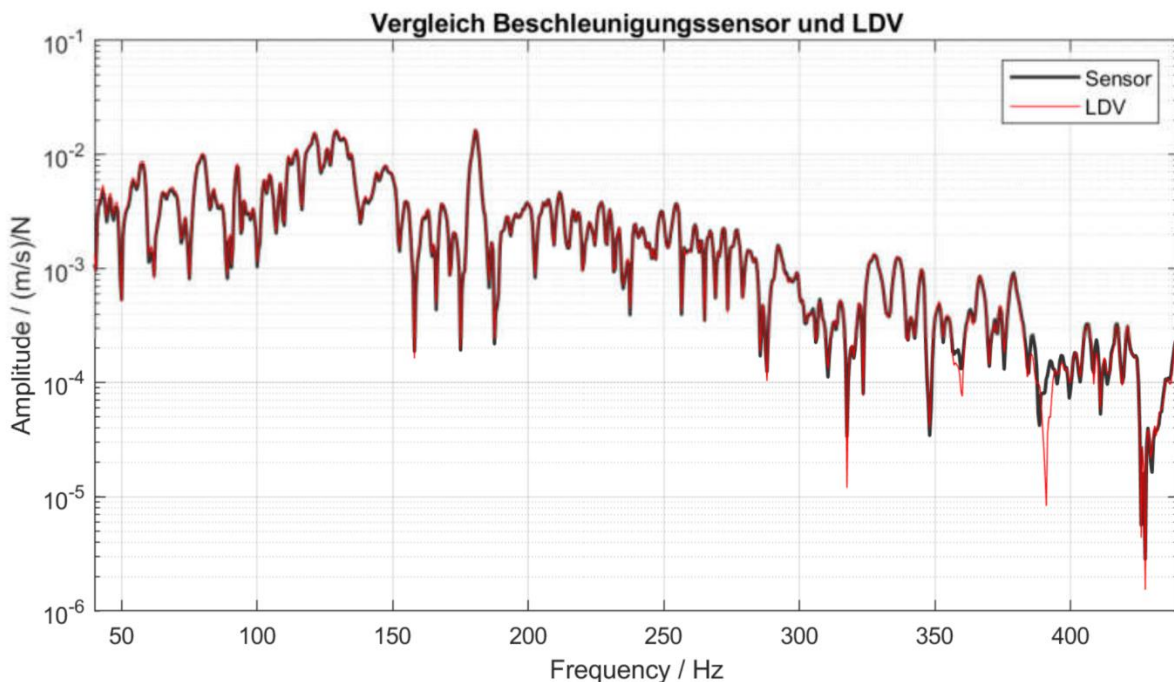


Abbildung 2-47: Vergleich der Frequenzantworten zwischen Beschleunigungsaufnehmer und Laservibrometer im A400M bei Shaker Anregung mit 40 - 440Hz Rauschen.

Als Anregungssignal diente ein 40 – 440 Hz weißes Rauschen welches jeweils mit Lautsprecherarray und Shaker seitlich in die Struktur eingeleitet wurde. Abbildung 2-47 zeigt die Frequenzantwort eines Beschleunigungsaufnehmers und des Laservibrometers bei Shaker Anregung mit weißem Rauschen von 40 – 440 Hz als Signal. Nahezu über den gesamten Frequenzbereich sind die Antworten bis auf kleinere Amplitudenabweichung identisch. Da diese jederzeit reproduzierbar sind, muss dies gegebenenfalls bei der Auswertung berücksichtigt werden.

Messung Mit Lautsprecher Anregung A400M

Nach erfolgreicher Validierung der Schwingungsentkopplung durch kleinere Testmessungen, und damit vollständiger Ertüchtigung des Systems für die abschließende Messung, fand diese im Q4/2018 statt. Dabei wurde die komplette Rumpfstruktur bei Lautsprecheranregung über einen Zeitraum von ca. 97 Stunden mit dem kombinierten Messsystem gescannt.

Verwendetes Messgitter

Für die abschließenden Messungen des A400M wurde das in Abbildung 2-48 dargestellte Messgitter verwendet. Es umfasst 17514 Messpunkte, welche das Produkt aus 126 X-Positionen entlang des Rumpfes und 139 Messpunkten in Umfangsrichtung verteilt sind. Der Abstand zwischen den X-Positionen beträgt 10cm. Die Gesamtlänge des gemessenen Bereiches beträgt 12,6m.

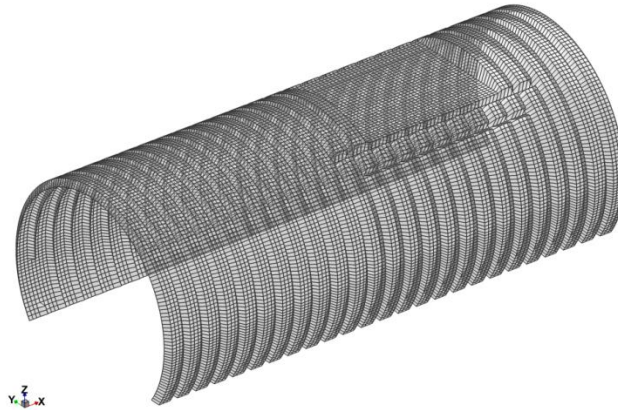


Abbildung 2-48: 17514-Punkte Messgitter des A400M Rumpfausschnittes in Hamburg zur Verwendung als Scanraster für das kombinierte Messsystem

Das Lautsprecher-Setup



Abbildung 2-49: Aufbau des Lautsprecher-Array am A400M zur Einleitung des Anregungssignals. Das Lautsprecher-Array befindet sich vorne links aus Sicht des Cockpits entlang des Rumpfes.

Für die Hauptmessung des 17514-Punkte Messgitters mit dem kombinierten Messsystem wurde das Lautsprecher-Array der HSU verwendet. Es besteht aus 16 Kanälen und ist aus Cockpit Sicht vorne Links (+Y-Richtung) aufgebaut.

Das Signal, welches für die Anregung verwendet wurde, war ein „weißes Rauschen“ von 40-440 Hz. Gemessen wurden 15 Sekunden pro Punkt. Inklusive „Overhead“ (verfahren, nachjustieren, beide Messsysteme koordinieren) ergab sich daraus eine Messdauer von ca. 90h.

Ergebnisse der Messung bei Lautsprecher Anregung

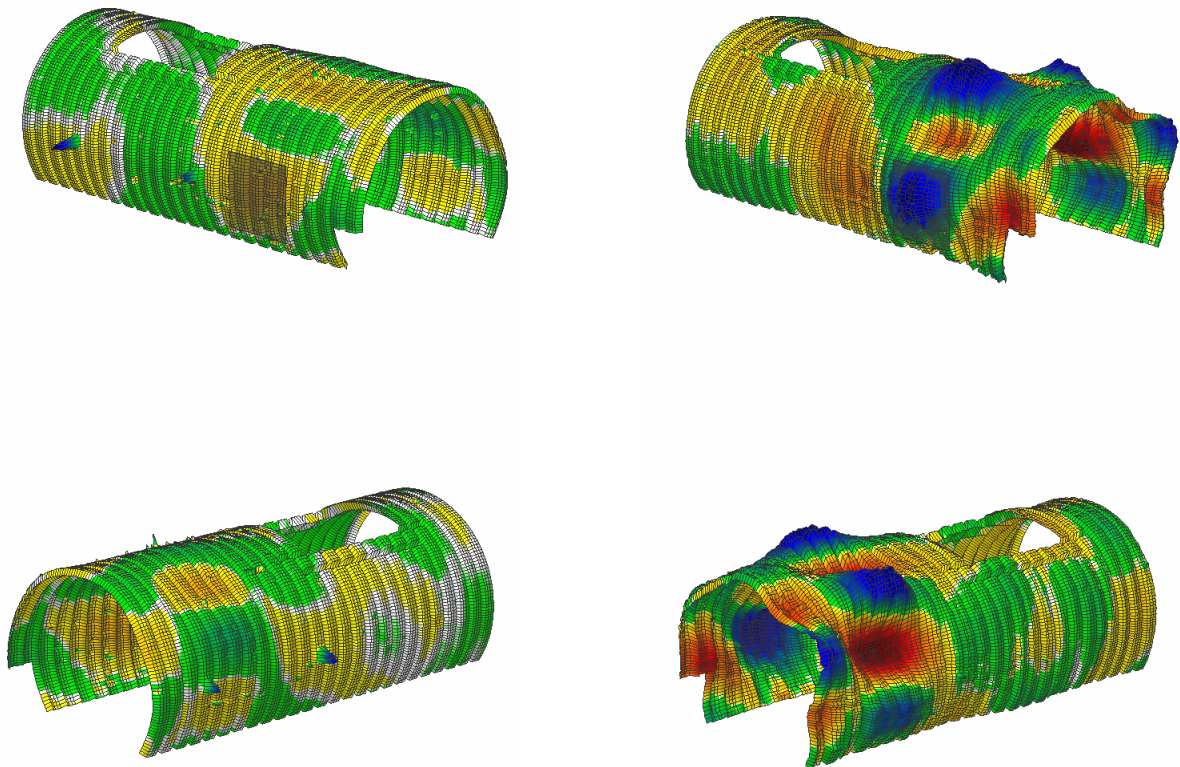


Abbildung 2-50: 17514 Punkte, Freq: 101 Hz, Lautsprecheranregung 40-400 Hz (vorne links, quadratischer Schatten), unbereinigte Daten vs bereinigte Daten

In Abbildung 2-50 auf der linken Seite ist die unbereinigte Darstellung der Messergebnisse aus der Messung im November 2018 mit Lautsprecheranregung. Unbereinigt bedeutet, dass sämtliche Punkte enthalten sind, bei denen das Laservibrometer auf Kanten, Kabeln, Fenstern usw. gemessen hat, wodurch das Ergebnis drastisch verzerrt wird. Diese Messfehler sind in Abbildung 2-50 als „Spitzen“ zu erkennen, die aus den regulären Messergebnissen aus den umgebenen Punkten herausstechen. Unabhängig von der Frequenz lassen sich die Daten so nicht weiter verwerten. Es ist vielmehr ein Algorithmus erforderlich, der automatisiert beim Laden der Daten die Punkte identifiziert, bei denen



fehlerhafte Messdaten vorliegen (Anomalie-Detektion aufgrund statistischer Kennwerte typischer Messsignale).

In Abbildung 2-50 auf der rechten Seite ist im Gegensatz dazu die bereinigte Darstellung. Um an diesen Punkt zu gelangen wurde ein eigens entwickeltes MATLAB-Tool verwendet, welches zu Ende des Berichtes gezeigt wird. In diesem Fall wurden so 2767 Punkte rausgefiltert, wodurch sich das Ergebnis drastisch verbessert. Die Filterung unterliegt dabei einem Schwellwert für statistische Kennwerte, der jedoch nach eigenem Urteilsvermögen eingestellt werden muss.

Messung mit Shaker-Anregung

Eine weitere Messung fand unter Einsatz eines Shakers statt. Durch die direkte Kopplung mit der Struktur ließ sich eine stärkere Krafteinleitung realisieren als mit dem Lautsprecher-Array Setup. Die Motivation war es noch bessere Daten mittels des Laservibrometers zu generieren, aufgrund höherer Signalamplituden und einen besseren Vergleich mit der Beschleunigungsaufnehmer Messung aus 2014 zu erhalten bei dem ebenfalls ein Shaker verwendet wurde.

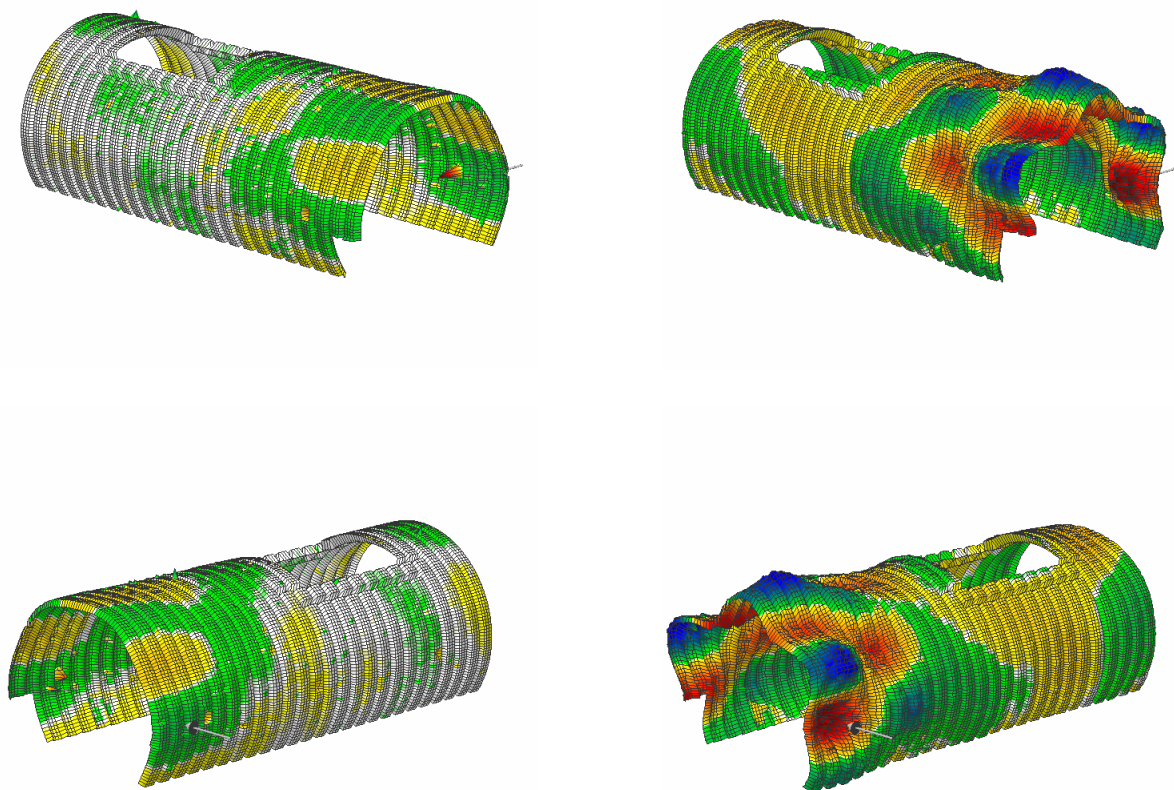
Das Shaker-Setup

Um die Struktur anzuregen kam ein Shaker des Typs TIRA TV 51120-MOSP zum Einsatz. Dieser hat eine Leistung von bis zu 200N (je nach verwendetem Signal) und wurde an einer geeigneten Position am Rumpf befestigt (siehe Abbildung 2-51). In Bezug auf den Messaufbau erfolgte die Anregung vorne rechts (-Y).



**Abbildung 2-51: Aufbau des Shaker-Setups zur Einleitung des Anregungssignals in die A400M.
Der Shaker befindet sich vorne rechts aus Sicht des Cockpits entlang des Rumpfes.**

Das Signal, welches für die Anregung verwendet wurde, war ebenfalls ein „weißes Rauschen“ von 40-440 Hz. Gemessen wurde 15 Sekunden pro Punkt. Inklusive „Overhead“ (verfahren, nachjustieren, beide Messsysteme koordinieren) ergab sich daraus eine Messdauer von ca. 90h.

Ergebnisse der Messung bei Shaker Anregung

**Abbildung 2-52: 17514 Punkte, Freq: 101 Hz, Shaker Anregung 40-400 Hz (vorne links, 3D-Pfeil),
unbereinigte Daten vs bereinigte Daten**

Die zweite Messung bei Shaker Anregung diente wie bereits erwähnt dazu ein Vergleich zwischen den verschiedenen Anregungsarten herzustellen. Das Setup ermöglicht eine höhere Energieeinleitung in die Struktur. Das unbereinigte Ergebnis ist auf der linken Seite in Abbildung 2-52 dargestellt und zeigt noch einmal deutlich, wie sehr „Hindernisse“ das Ergebnis beeinträchtigen können. Das betrifft vor allem kleinere Bauteile, welche bei hoher Krafteinleitung noch mehr vibrieren bzw. lose wackeln. Wenn unbeabsichtigt der Laserstrahl auf einen solchen Bereich gelenkt wird, entstehen fehlerhafte Messdaten, die kein kohärentes Muster mit den Schwingungsdaten umgebender Punkte bilden.

Nach der Bereinigung von 3367 Punkten aus dieser Messung zeigt sich auf der rechten Seite in Abbildung 2-52 ein deutlich repräsentativeres Ergebnis. Diese Messungen konnten im Anschluss hinsichtlich des Energietransports durch die schwingende Struktur hin zu den im A400M-MSN5 installierten Tilgern ausgewertet und veröffentlicht werden [2].

Messung des Fußbodens im „Acoustic FlightLAB“

Durch die Aufstockung des Vorhabens konnte der FuselageScanner ein weiteres Mal zum Einsatz gebracht werden. Die Motivation war es den Fußboden des Flight-Lab Demonstrator berührungslos mit dem System zu messen. Dazu musste das System zuvor mit zusätzlichen Halterungen und Verlängerung des Balkensetups an das Umfeld angepasst werden.



Abbildung 2-53: Die Rumpfstruktur des Flight-Lab Demonstrators von Innen mit eingebautem (kopfüber) Fuselage-Scanner an der Halterung unter der Decke, sowie montierten Massen an den Positionen der Sitzplätze

In Abbildung 2-53 ist der fertige Aufbau des eingebauten Fuselage-Scanners unterhalb der Decke im Flight-Lab Demonstrator zu sehen. Weiterhin sind bereits die montierten Massen an den Positionen der Sitzplätze zu erkennen. Diese dienen im zweiten Teil der Messung dazu, die Auswirkungen der Massen auf die Struktur zu analysieren.

Verwendetes Messgitter

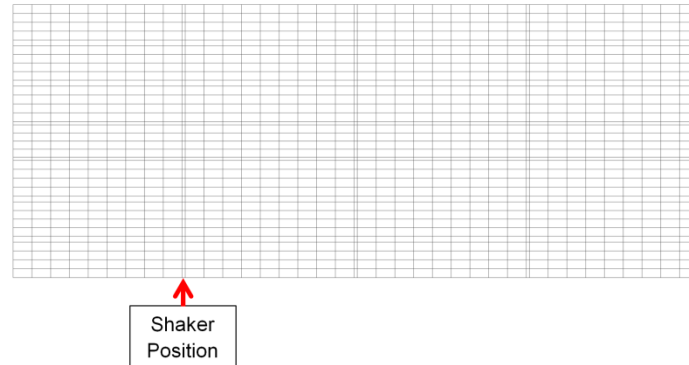


Abbildung 2-54: 1406-Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens im ZAL in Hamburg zur Verwendung als Scanraaster für den FuselageScanner

Für die Hauptmessung mit Shaker-Anregung wurde ein 1406-Punkte umfassendes Punkte-Grid verwendet, welches mithilfe eines entwickelten MATLAB-Skriptes generiert wurde. Dieses ermöglicht diverse Änderungen an den verschiedenen Layern und Segmenten vorzunehmen, was durchaus während der Messkampagne vor Ort nötig war. So waren die Abmessungen der einzelnen Bodenplatten im Fußboden sehr unterschiedlich zu den im Vorfeld bereitgestellten Daten. Dadurch mussten alle im Vorfeld generierten Messgitter angepasst werden. Das letztendlich verwendete Grid besteht dabei aus 28 Bodenplatten sowie 3 Quer- und 6-Längs-Scharnieren. (siehe Abbildung 2-54)

In einer weiteren Messung sollten die Auswirkungen von De- sowie Remontage einzelner Fußbodenplatten untersucht werden. Dazu wurde eine zentrale angeordnete Bodenplatte gemessen, danach ausgebaut und nach Verstreichen geringer Zeit, wieder eingebaut. Es wurde darauf geachtet, dass die Bodenplatte nach dem Ausbau möglichst exakt so remontiert wurde, wie zuvor und alle Befestigungsschrauben mit möglichst dem gleichen Drehmoment angezogen wurden.

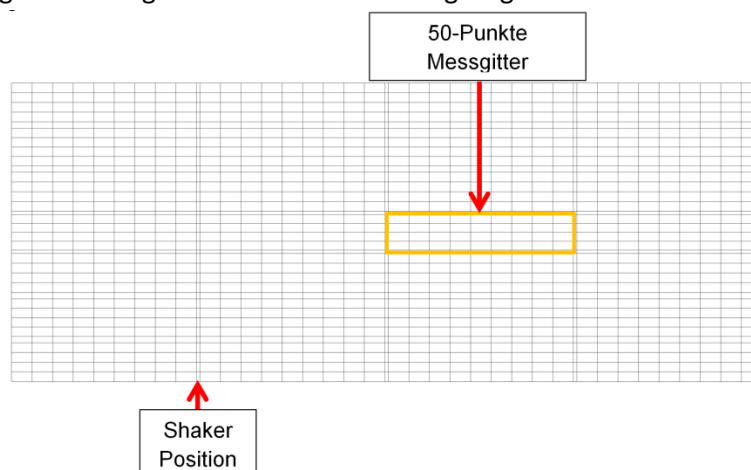


Abbildung 2-55: 50-Punkte Messgitter einer Bodenplatte (orange umrandet) des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens zur Untersuchung der möglichen Auswirkungen einer De- und Remontage einzelner Fußbodenplatten

Das Shaker-Setup

Um die Struktur anzuregen kam ein Shaker des Typs TIRA TV 51120-MOSP zum Einsatz. Dieser hat eine Leistung von bis zu 200N (je nach verwendetem Signal) und wurde an einer geeigneten Position am Rumpf befestigt (siehe Abbildung 2-56). In Bezug auf den Messaufbau erfolgte die Anregung hinten links (-Y).



Abbildung 2-56: Aufbau des Shaker-Setups am Flight-LAB Demonstrator.
Der Shaker regt aus -Y in Bezug auf den Messaufbau an.

Das Signal, welches für die Anregung verwendet wurde, ist ein crest-optimiertes, weißes Rauschen im Bereich 20-1000 Hz bei einer *Sample Rate* von 3200 Hz. Gemessen wurden 10 Sekunden pro Messpunkt.

Das Lautsprecher-Setup

In einer weiteren Messreihe sollte für bessere Vergleichsmöglichkeiten ein Teil des Fußbodens bei Anregung mittels des Lautsprecher-Arrays gemessen werden, welches um den FlightLab Demonstrator herum gebaut wurde.



Abbildung 2-57: Das Lautsprecher-Array zur berührungslosen Anregung des Flight-Lab Demonstrators im ZAL in Hamburg

Es wurde dafür ein spezifisches Anregungssignal seitens Airbus verwendet. Die in die Struktur eingeleitete Kraft ist dabei wesentlich geringer, als bei Verwendung des Shakers. Deshalb wurde wie in Abbildung 2-58 zu sehen ist, nur der Bereich des Fußbodens gemessen, der sich direkt vor dem Lautsprecher Array befindet.

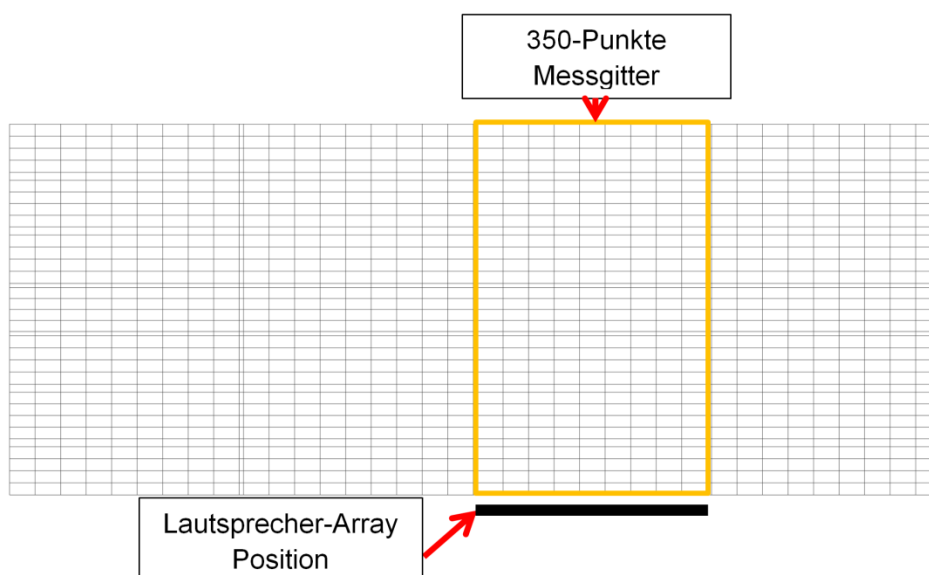
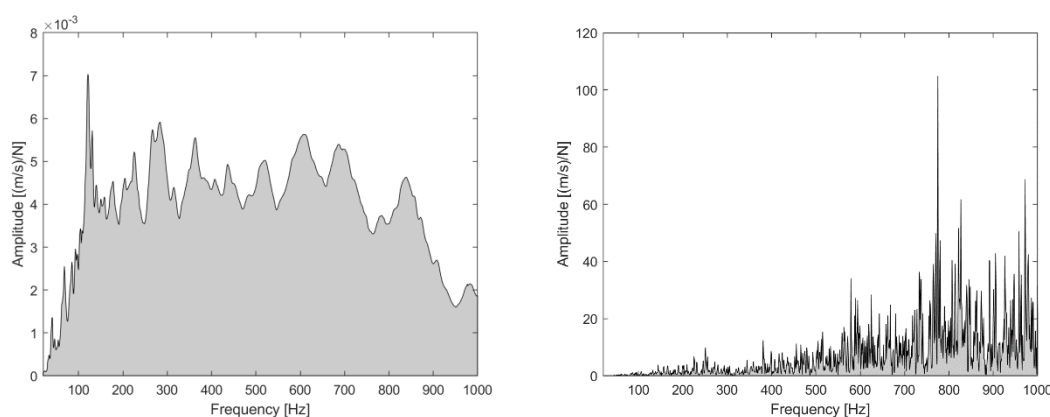


Abbildung 2-58: 350-Punkte Messgitter einer Reihe von Bodenplatten des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens bei Anregung mittels Lautsprecher-Array.

Messergebnisse aus der Lautsprecher- und der Shaker-Messung

Die Hauptmessaufgabe bestand daraus zuerst den Fußboden des Flight-Lab Demonstrators zu scannen, wenn der komplette Rumpf leer ist. Im zweiten Schritt wurden überall dort wo später Sitzplätze für Passagiere eingebaut werden, ~10kg Massen montiert um dies zu simulieren. Anschließend wurde der komplette Rumpf erneut nach dem gleichen Ablauf wie bei dem ersten Durchlauf gemessen. Alle Messpunkte die auf den Massen entstanden sind wurden entfernt, da das Laser Vibrometer dort kein sauberes Signal bekommt und zum Teil fehlerhafte Signal-Antworten liefert. Die entstandenen Daten ermöglichen einen direkten Vergleich der Auswirkung von Massen auf das Verhalten des Fußbodens.

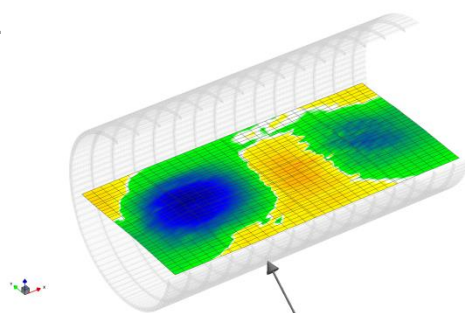
Die Abbildung 2-59 zeigt das Frequenzverhalten des Flight-Lab Fußbodens im Bereich 20-1000Hz, ohne montierten Masse (links) und mit montierten Massen (rechts)



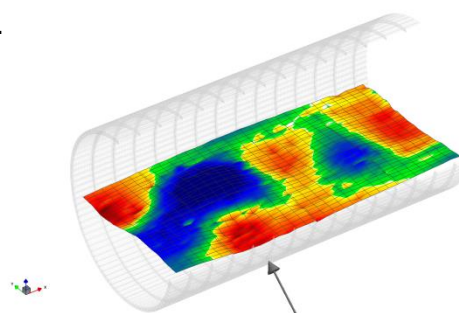
**Abbildung 2-59: Frequenzspektrum des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens,
links: ohne Massen, rechts: mit Massen**

Auf den folgenden Seiten sind die Ergebnisse im Bereich 40-240 Hz dargestellt. Der erste Plot stellt dabei jeweils die Daten ohne Massen dar, der zweite Plot die Ergebnisse mit zusätzlichen Massen.

1.

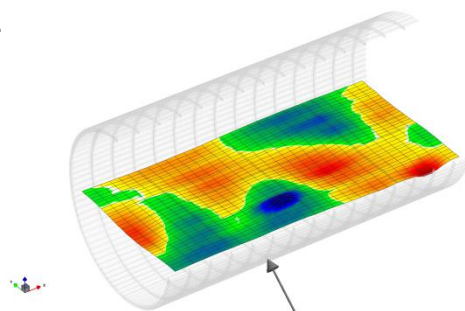


2.



**Abbildung 2-60: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 41 Hz,
Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen**

1.



2.

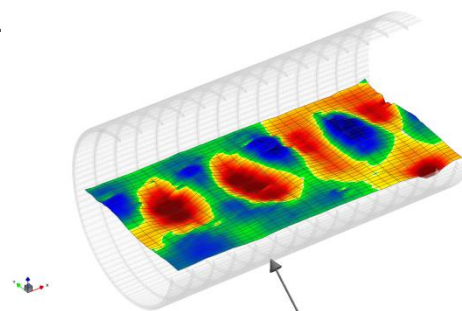
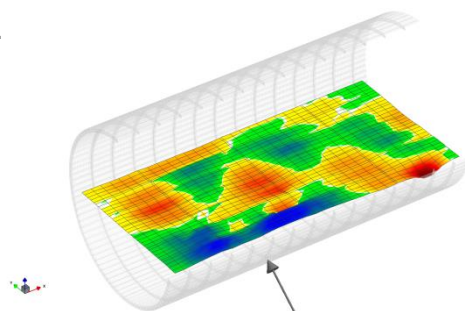


Abbildung 2-61: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 69 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen

1.



2.

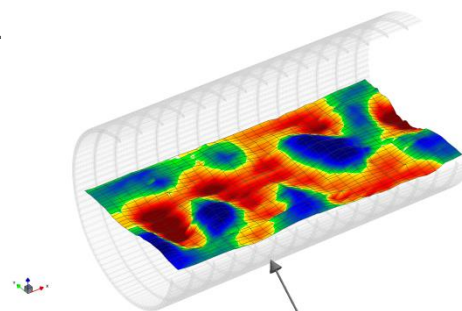
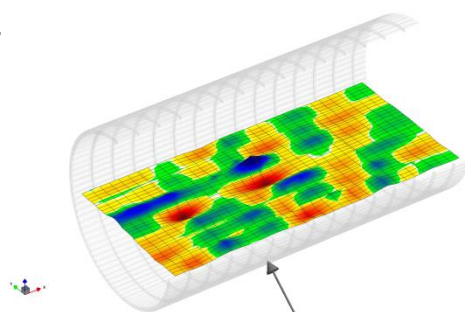


Abbildung 2-62: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 80 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen

1.



2.

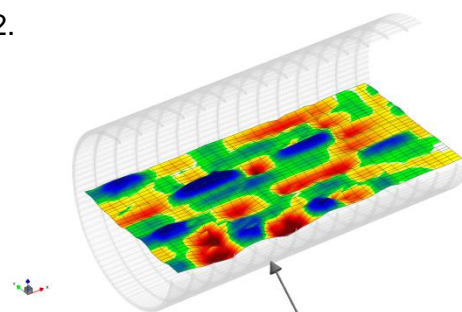
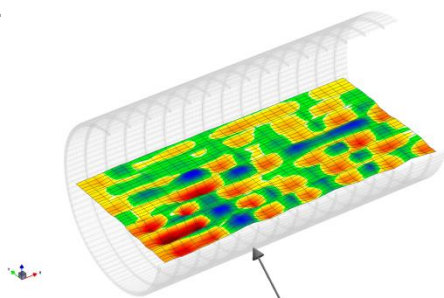


Abbildung 2-63: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 120 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen

1.



2.

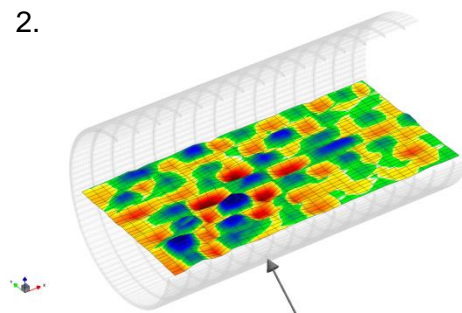
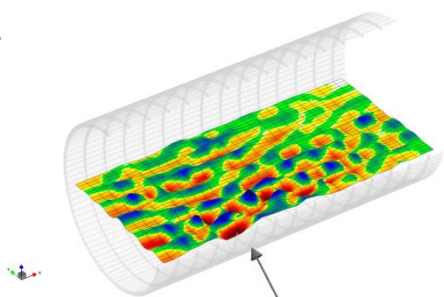


Abbildung 2-64: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 150 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen

1.



2.

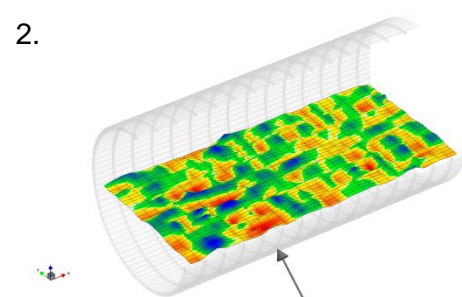


Abbildung 2-65: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 240 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen



Die folgenden Grafiken zeigen das Verhalten der gewählten Bodenplatte bevor diese ausgebaut wurde (links) bzw. nachdem diese wieder eingebaut wurde (rechts). Bis auf die dadurch stark reduzierte Anzahl an Messpunkten, wurde ansonsten nichts an dem Mess-Setup geändert.

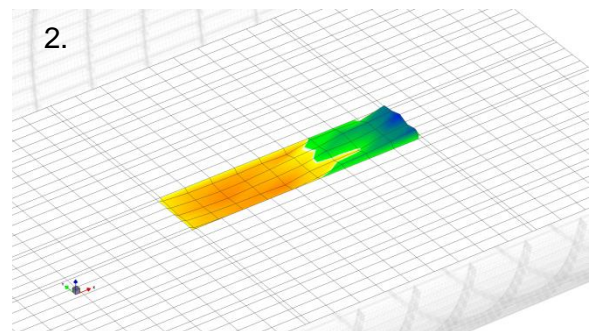
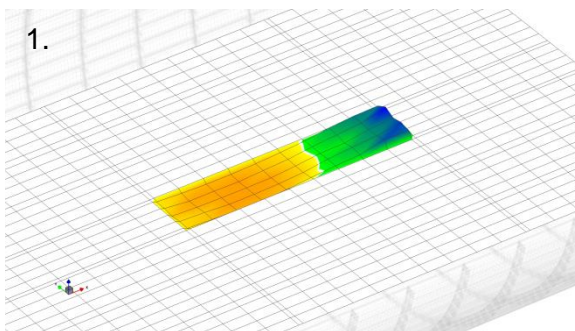
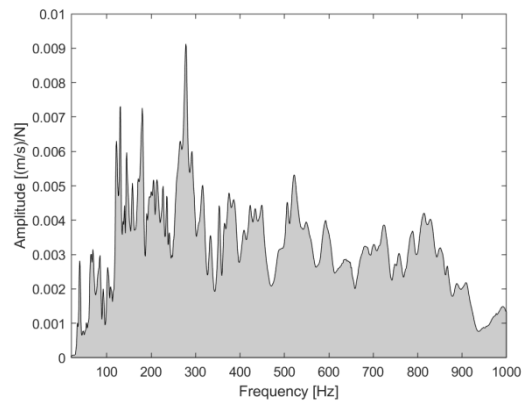
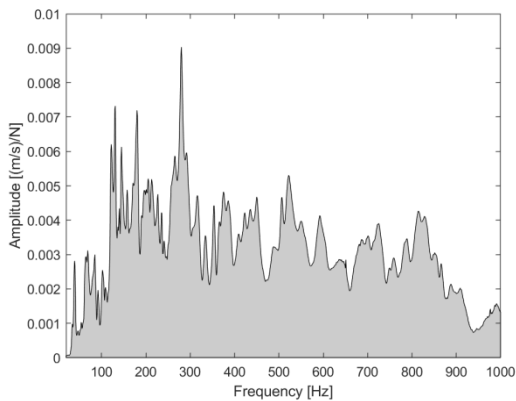


Abbildung 2-66: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 41 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau

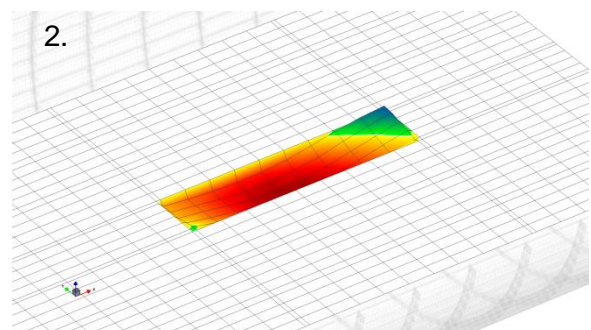
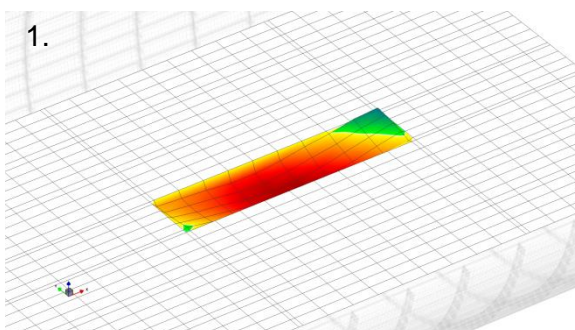


Abbildung 2-67: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 69 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau

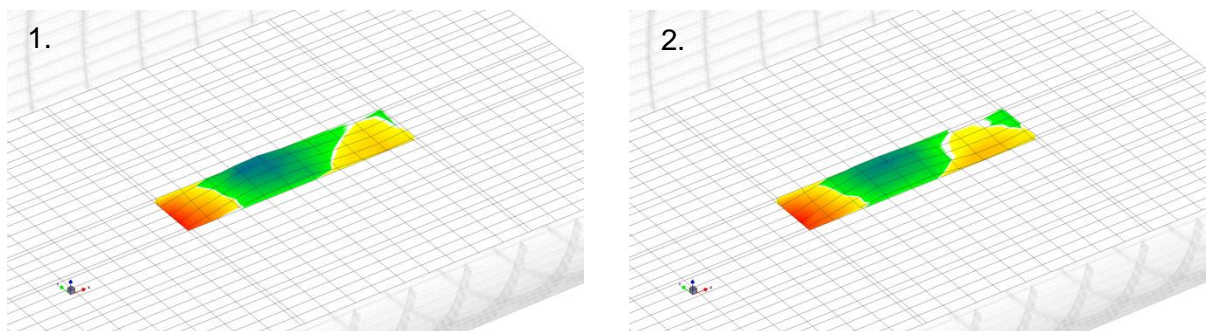


Abbildung 2-68: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 80 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau

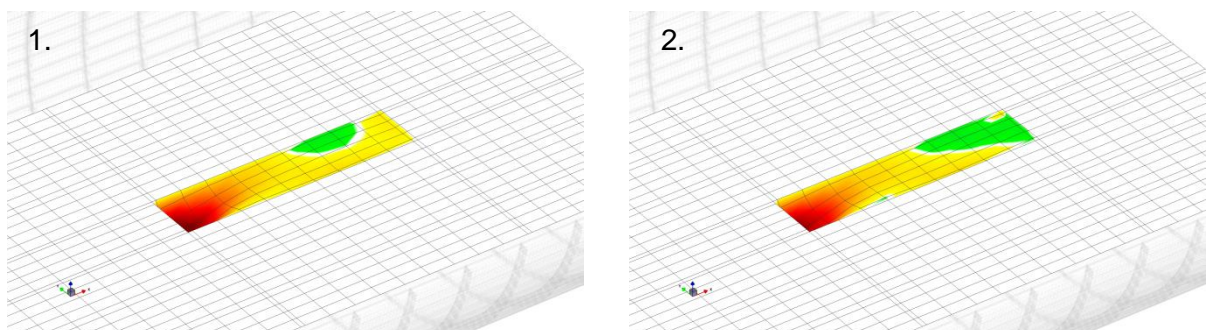


Abbildung 2-69: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 120 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau

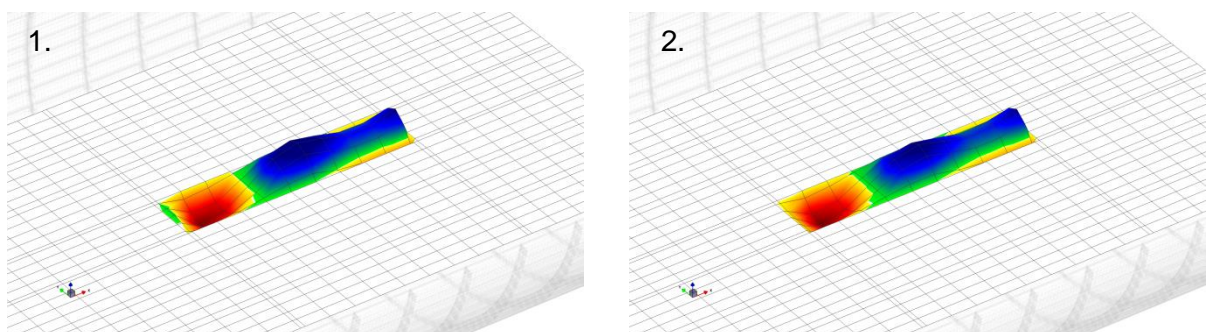


Abbildung 2-70: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 150 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau

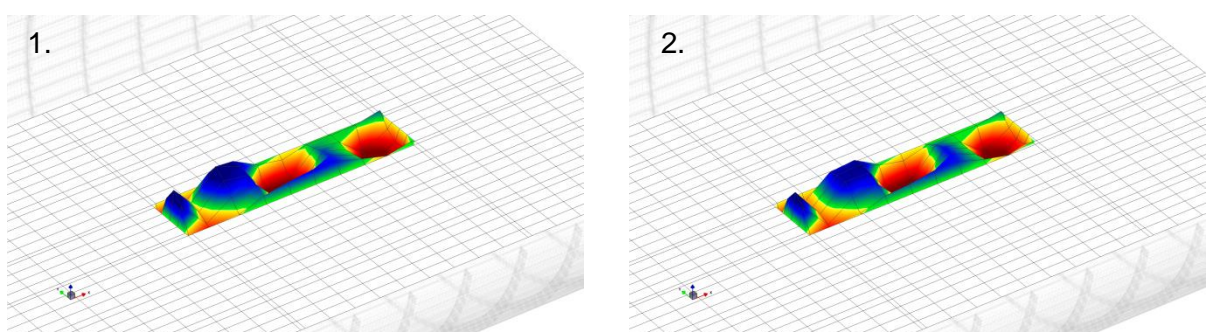


Abbildung 2-71: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 240 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau

Die folgenden Grafiken zeigen das Frequenzverhalten der Bodenplatten vor dem Lautsprecher-Array bei Anregung durch dieses. Die in Abbildung 2-72 gezeigten Frequenzantworten sind in Abhängigkeit des spezifischen Anregungssignals gewählt.

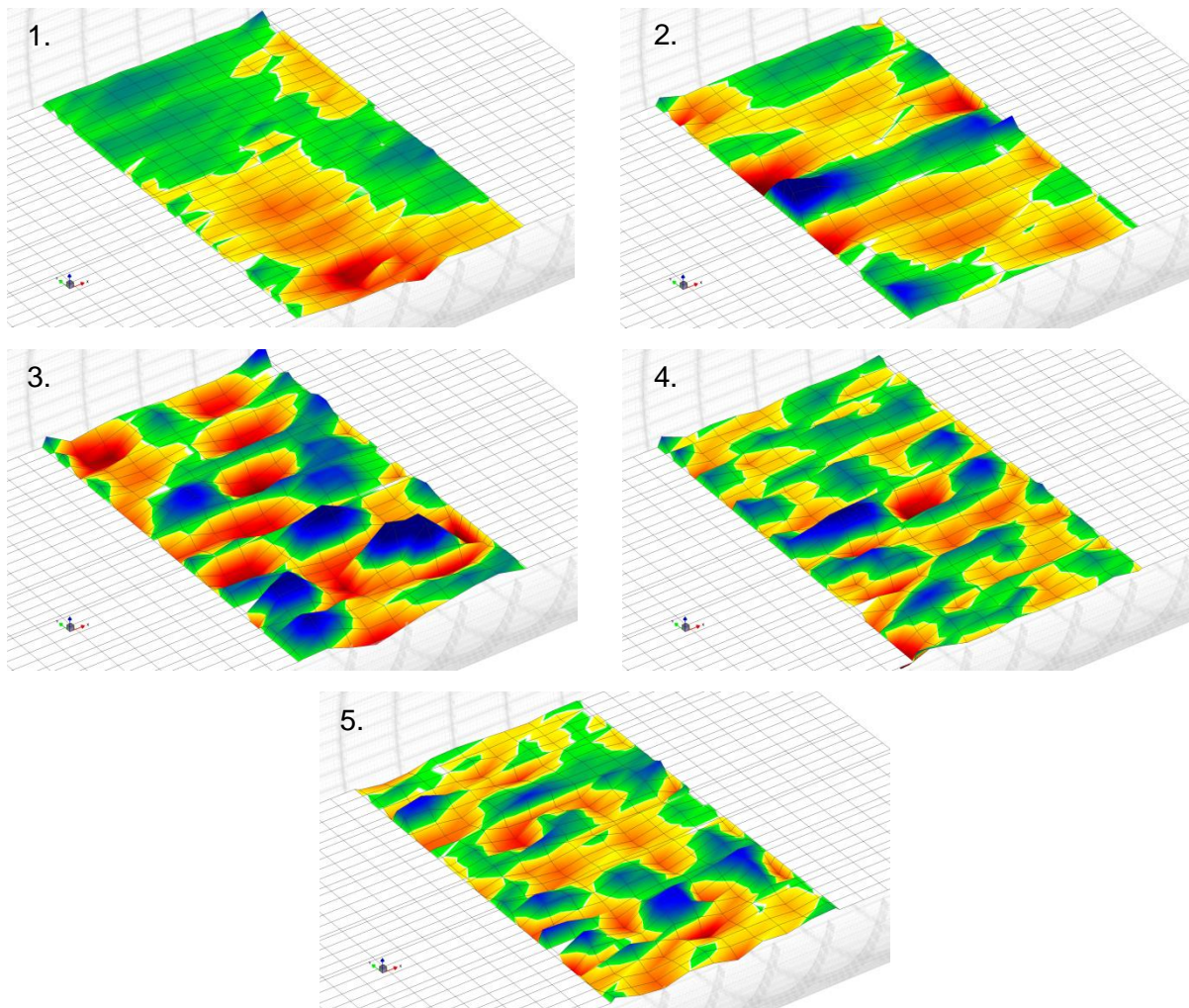


Abbildung 2-72: 350-Punkte Messgitter der 7 Bodenplatten des Flight-Lab Demonstrators die sich vor dem Lautsprecher-Array befinden, Lautsprecher Anregung 40 Hz, Frequenzantwort: Plot 1: 80Hz, Plot 2: 120Hz, Plot 3: 160 Hz, Plot 4: 200 Hz, Plot 5: 240 Hz

MATLAB Tool zur Datenbereinigung / live processing

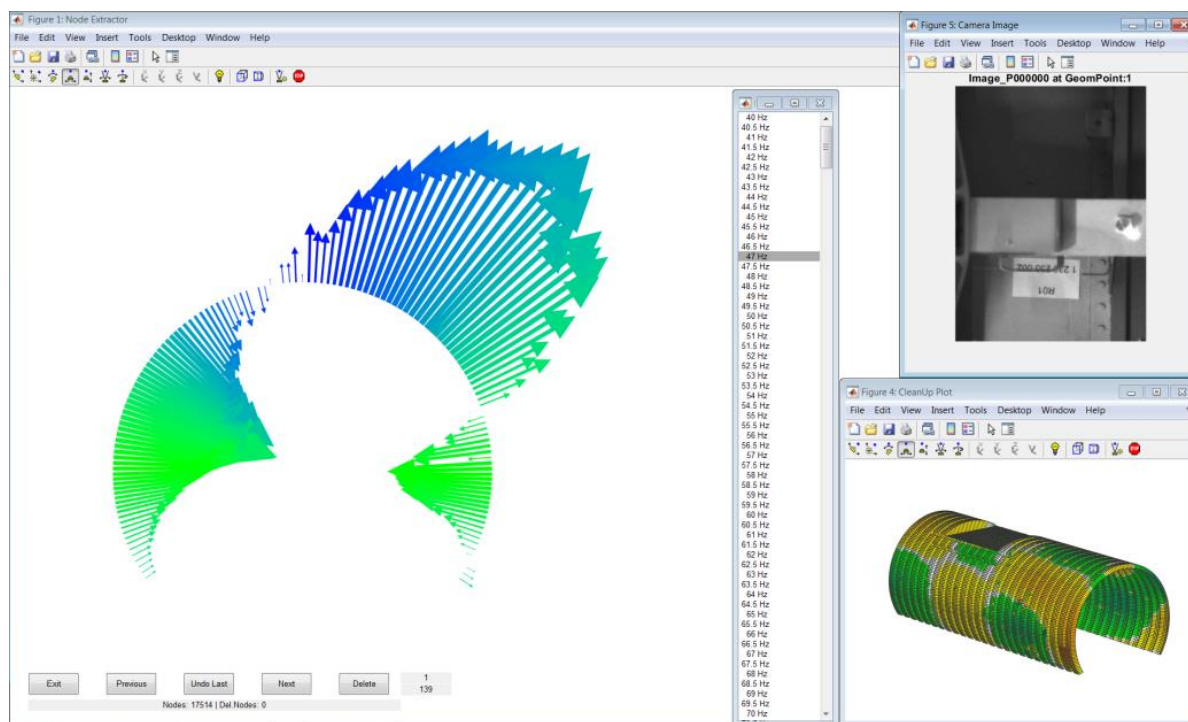


Abbildung 2-73: Darstellung des Tools zur Bereinigung von Messdaten

Das Tool zur Datenauswertung wurde mit der Absicht entwickelt die Messdaten komfortabel und direkt auswerten zu können. Dazu wurden viele „Low-Level“ Funktionen aus MATLAB verwendet um Ressourcen zu sparen und eine hohe Kompatibilität zu möglichst vielen HDF5-Strukturen zu haben. So ist es möglich bereits während der Messung die Auswertung der Daten durchzuführen, ohne besondere Anforderungen an die verwendete Hardware oder die Größe/Anzahl der Dateien. Lediglich der Dateipfad und ein frei wählbarer Projektname sind erforderlich um die Funktion des Tools zu gewährleisten. Die Bedienbarkeit ist dabei möglichst übersichtlich gehalten. Der Einsatz und der Nutzen des Tools im Folgenden:

Mithilfe eines kleinen Skriptes lassen sich beliebig viele HDF5-Dateien in das Auswertetool einlesen. Dadurch kann entweder mit vielen HDF5-Dateien gearbeitet werden die alle einen partiellen Anteil der Messdaten haben oder mit einer einzelnen HDF5-Datei, die alle Daten enthält. Der FuselageScanner generiert z.B. je 5 Punkte eine neue HDF5-Datei. Das Tool kann die Messdaten einer jeden neuen Datei wiederum iterativ in die vorhandene Auswertung / Darstellung einfügen.



Alle folgenden Schritte werden dabei von dem Tool automatisiert ausgeführt:

- Das Einlesen und Indizieren der HDF5-Datei(-en)
- Das Auslesen von Attributen und Anlegen von Header Informationen
- Generieren und Validieren einer Kanaltabelle
- Erstellung eines Geometrie Objektes (Messgitter)
- Erstellung eines Zeitdaten Objektes
- Erstellung eines Frequenzdaten Objektes
- Erstellung eines Viewports (Darstellung) der FRF's der kompletten Struktur (animiert).
- Erstellung eines Viewports von partiellen Daten (z.B. ein Messring im A400M) zur Bereinigung
- Erstellung einer Anzeige der Kamerabilder für die einzelnen Messpunkte (Löschen eines Messpunktes zeigt entsprechendes Kamerabild an diesem Punkt)
- Ein Liste zur Echtzeitaktualisierung beider Viewports in Abhängigkeit der gewählten Frequenz

Erprobung des Live-Processings

Während den Messungen im Flight-Lab konnten die „Live-Processing“ Fähigkeiten der MATLAB-Tools erprobt werden. Dadurch konnte parallel zur Aufzeichnung der Schwingungsantworten ein Plot generiert werden der die Daten visualisiert. Der Plot lässt sich jederzeit mit neuen Daten per Knopfdruck aktualisieren. Das Programm ermittelt dann automatisch welche von den vorhandenen Daten bereits visualisiert sind und fügt iterativ automatisch alle neuen Ergebnisse dem Plot hinzu. Die Frequenzantworten werden dabei immer in einer separaten Datei festgehalten. Wenn das Programm zwischendurch beendet wird und später neugeladen, wird die Datei beim Aufruf mitgeladen und der letzte Stand wird visualisiert. Ab hier können, sofern weitere Daten seit dem letzten Aufruf eingetroffen sind, diese wieder direkt hinzugefügt werden.

Mithilfe des Tools konnten so bereits während der Messungen im Flight-Lab die Daten parallel ausgewertet werden. Das ermöglichte bei Auffälligkeiten und Bedarf zeitnah Änderungen und Verbesserungen am Messsetup vorzunehmen.



3 Anhang

3.1 Veröffentlichungen, Vorträge

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[1]	3200	ISMA-2018	R. Winter, S. Heyen, M. Böswald: Fully automated vibration measurements of aircraft fuselages in the mid-frequency range, Proc. of International Conference on Noise and Vibration Engineering, ISMA 2018, Leuven, Belgien, September 2018
[2]	3200	ICA2019	Winter, R., et al. (2019). Experimental structure intensity analysis of an Airbus A400M fuselage structure using high-resolution vibration measurements. International Congress on Acoustics. Aachen.

3.2 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[3]			WELCH, Peter. The use of fast Fourier transform for the estimation of power spectra: a method based on time averaging over short, modified periodograms. <i>IEEE Transactions on audio and electroacoustics</i> , 1967, 15. Jg., Nr. 2, S. 70-73.
[4]			HAXTER, Stefan. Extended version: improving the DAMAS 2 results for wavenumber-space beamforming. In: <i>6th Berlin Beamforming Conference</i> . 2016



4 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Projekt-Arbeitspaketstruktur des Airbus Vorhabens Flight-LAB in dem gleichnamigen Verbund Flight-LAB (LuFoV.2).....	5
Abbildung 1-2: Subarbeitspakete und Meilensteinplanung in OVAL	7
Abbildung 2-1: Skizze der Außenmikrofon- und Kulitepositionen auf der Außenhaut. Die Identifikation ID ist als blaue Zahl angegeben.	9
Abbildung 2-2: Beispiel eines Einbaus eines Mikrofons hinter dem Lining mit Gummibändern im Drahtkorb.....	10
Abbildung 2-3: Skizze der Kabinenmikrofone und der Mikrofone zwischen Paneelen und Außenhaut.....	11
Abbildung 2-4: Skizze der verwendeten Beschleunigungssensoren	12
Abbildung 2-5: Aluminium-Fenster mit installierten Kulite-Sensoren.	13
Abbildung 2-6: Zeitlicher Verlauf der FTI-Parameter für die drei ausgewählten Flüge	15
Abbildung 2-7: Spektrogramm des 6s-Intervals bei FL10 vom Signal eines Außenmikrofons.	17
Abbildung 2-8: Wellenzahlspektrum beim Start, 100 Sekunden nach Beginn der Messung..	19
Abbildung 2-9: Skizze zur Einordnung des Inklinationwinkels auf das Fenster-Array	20
Abbildung 2-10: Skizze zur Einordnung des Orientierungswinkels auf das Fenster-Array (Ansicht von Innerhalb der Kabine)	21
Abbildung 2-11: Eintreffwinkel der dominanten akustischen Wellen auf dem Array	22
Abbildung 2-12: Kohärenz zwischen den Signalen ausgewählten Außenmikrofonen	23
Abbildung 2-13: Phasenverlauf zwischen den Signalen ausgewählter Außenmikrofone.....	24
Abbildung 2-14: Transmission der Flugzeughaut an den Vielfachen der Fan-Umdrehungsfrequenz, bzw. dazwischen.	25
Abbildung 2-15: Testumgebung für das Fuselage Scanner's (FLS).....	26
Abbildung 2-16: Links ein Beispielbild eines voll bestückten cDAQ 9188 (alt), rechts ein Beispielbild eines voll bestückten cRIO 9038 (neu)	27
Abbildung 2-17 Links: Ursprüngliches Rack, Mitte: Aktuelles Rack, rechts: Anschlusspanel des Racks	28
Abbildung 2-18: Übersicht über alle Module, Schnittstellen und die Hardware auf denen sie betrieben wird.....	29
Abbildung 2-19: Ursprüngliche Version des User-Interfaces für die Inbetriebnahme und erste Tests FLS.....	30



Abbildung 2-20: Der aktuellste Stand der User-Interfaces. Es beinhaltet die Live-Darstellung der Messdaten, Messumgebung und ein Kamerabild des aktuellen Messpunktes. Weiterhin sind alle Steuerelemente zum bedienen des Systems eingearbeitet.	31
Abbildung 2-21: Grundlegende Steuerung zur Ausführung automatisierter Messaufgaben.	32
Abbildung 2-22: Zusätzliche Einstellungen: Projektpfade, Grid-Generator / Begrenzung des Messbereichs, Marker Dateiverwaltung	33
Abbildung 2-23: Steuerung der Automatisierten Modi des FuselageScanners.....	33
Abbildung 2-24: Dialogfeld nach drücken des "Start"-Buttons im "Basic"-Tab des User-Interfaces. Hier werden die Grenzwerte der Motoren, sowie Sample-Rate und Messdauer der Datenerfassung eingestellt.	34
Abbildung 2-25: Dialoge zur Dateiauswahl für die Setup-Routine um eine Messaufgabe zu konfigurieren.	34
Abbildung 2-26: Nach Abschluss der Setup-Routine erfolgt eine Übersicht über alle gesetzten Einstellungen mit der Option den Scan zu starten oder den Vorgang abubrechen. Alle gesetzten Einstellungen bleiben erhalten.	35
Abbildung 2-27: Manuelle Motorensteuerung und manuelle Marker-Positions-Verwaltung...	35
Abbildung 2-28: 3D-Darstellung der Messumgebung inklusive Liste mit allen verfügbaren Messpunkten (nach dem Einmessen) und allen Marker Punkten.	36
Abbildung 2-29: Aktuelles Kamerabild inklusive Einstellung der Helligkeit. Der zuletzt gefunden Marker wird darunter angezeigt.	37
Abbildung 2-30: Zeit und Frequenzdaten Live-Darstellung der aktuellen Messung bzw. des aktuell gemessenen Punktes.....	38
Abbildung 2-31: Auflistung der Steuerungsmöglichkeiten der diversen Softwaremodule die mit dem angeschlossenen Gamepad möglich sind.....	38
Abbildung 2-32: Vorschau der Kanaltabelle im User-Interface des FuselageScanners.....	39
Abbildung 2-33: Nutzerfreundliche Kanaltabelle mit allen erforderlichen Parametern für alle Kanäle konfiguriert für die aktuelle Messaufgabe	39
Abbildung 2-34: Das "Marker Mapping Tool" zeigt die eingelesene Geometrie aus der "Nodes"-Datei (oben links), die eingelesenen Marker (oben rechts) und das daraus resultierende eingemessene Grid (unten).....	40
Abbildung 2-35: Vorschau auf den Aufbau und die Inhalte der resultierende HDF5-Datei welche alle Daten einer Messung sowie sämtliche Konfigurationen zur Wiederholung und Auswertung enthält.....	41
Abbildung 2-36: Der Status Log des Fuselagescanner Systems. Auf der linken Seite die Ansicht, wie sie im User-Interface des Programmes zu finden ist. Auf der rechten Seite als Beispiel die "log"-Datei derselben Anzeige	42
Abbildung 2-37: Der erste Versuchsaufbau des FuselageScanner in einem realen Einsatzszenario, der DO 728.....	43



Abbildung 2-38: Beispielhafte Schwingungsamplituden am Vibrometerscanner bei 52Hz. (A) – Schwingungen am Boden nahe der Stützen. (B) – Schwingungen der Querbalken, auf denen die Traverse aufliegt. (C) Schwingungen der Traverse	43
Abbildung 2-39: Vergleich der mittleren Schwingungsamplituden auf den Querträgern und der Traverse. Ab einer Frequenz von 50 Hz liegen die Schwingungen auf der Traverse mindestens eine Größenordnung unterhalb der Schwingungen die auf den Querträgern wirkt.	44
Abbildung 2-40: Beispielhafter Frequenzgangsverlauf eines Sensors (schwarz) und der zwei nächstliegenden Vibrometermessergebnisse (rot).....	45
Abbildung 2-41: Ablauf der Kommunikation zwischen dem FLS und dem MA	47
Abbildung 2-42: Erster Aufbau des kombinierten Messsystems ohne schwingungsentkoppelnde Maßnahmen.	48
Abbildung 2-43: Vergleich von Beschleunigungsaufnehmerdaten (schwarz) mit Daten des Laservibrometers (rot) von zwei Messpunkten bei denen jeweils der Laser auf den Rücken der Beschleunigungsaufnehmer ausgerichtet wurde	49
Abbildung 2-44: Frequenzantwort des A400M Rumpfs bei 47 Hz. Vergleich zwischen LDV Daten (links) und einer Messdauer von 6s mit den Daten der Beschleunigungsaufnehmer von 2014 (rechts) bei einer Messdauer von 5 min pro Punkt	50
Abbildung 2-45: Nahaufnahme des ersten Versuchs zur Schwingungsentkopplung zwischen dem Balkenaufsatz des FLS und der restlichen Konstruktion des Mikrofon-Arrays.....	51
Abbildung 2-46: Der Aufsatz des Laservibrometers auf dem Mikrofonarray-Gestell, beschwert mit Gewichten um die Schwingungsentkopplung zu verbessern.....	52
Abbildung 2-47: Vergleich der Frequenzantworten zwischen Beschleunigungsaufnehmer und Laservibrometer im A400M bei Shaker Anregung mit 40 - 440Hz Rauschen.....	53
Abbildung 2-48: 17514-Punkte Messgitter des A400M Rumpfausschnittes in Hamburg zur Verwendung als Scanraster für das kombinierte Messsystem	54
Abbildung 2-49: Aufbau des Lautsprecher-Array am A400M zur Einleitung des Anregungssignals. Das Lautsprecher-Array befindet sich vorne links aus Sicht des Cockpits entlang des Rumpfes.	54
Abbildung 2-50: 17514 Punkte, Freq: 101 Hz, Lautsprecheranregung 40-400 Hz (vorne links, quadratischer Schatten), unbereinigte Daten vs bereinigte Daten	55
Abbildung 2-51: Aufbau des Shaker-Setups zur Einleitung des Anregungssignals in die A400M. Der Shaker befindet sich vorne rechts aus Sicht des Cockpits entlang des Rumpfes.	56
Abbildung 2-52: 17514 Punkte, Freq: 101 Hz, Shaker Anregung 40-400 Hz (vorne links, 3D-Pfeil), unbereinigte Daten vs bereinigte Daten.....	57



Abbildung 2-53: Die Rumpfstruktur des Flight-Lab Demonstrators von Innen mit eingebautem (kopfüber) Fuselage-Scanner an der Halterung unter der Decke, sowie montierten Massen an den Positionen der Sitzplätze	58
Abbildung 2-54: 1406-Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens im ZAL in Hamburg zur Verwendung als Scanraster für den FuselageScanner.....	59
Abbildung 2-55: 50-Punkte Messgitter einer Bodenplatte (orange umrandet) des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens zur Untersuchung der möglichen Auswirkungen einer De- und Remontage einzelner Fußbodenplatten.....	59
Abbildung 2-56: Aufbau des Shaker-Setups am Flight-LAB Demonstrator. Der Shaker regt aus -Y in Bezug auf den Messaufbau an.	60
Abbildung 2-57: Das Lautsprecher-Array zur berührungslosen Anregung des Flight-Lab Demonstrators im ZAL in Hamburg	61
Abbildung 2-58: 350-Punkte Messgitter einer Reihe von Bodenplatten des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens bei Anregung mittels Lautsprecher-Array.	61
Abbildung 2-59: Frequenzspektrum des Flight-Lab Demonstrator Fußbodens, links: ohne Massen, rechts: mit Massen	62
Abbildung 2-60: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 41 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen	62
Abbildung 2-61: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 69 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen	63
Abbildung 2-62: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 80 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen	63
Abbildung 2-63: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 120 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen	63
Abbildung 2-64: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 150 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen	64
Abbildung 2-65: ca. 1200 Punkte Messgitter des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 240 Hz, Shaker Anregung 20-1000 Hz (vorne links, Pfeil), Plot 1: ohne Massen, Plot 2: mit Massen	64
Abbildung 2-66: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 41 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau	65
Abbildung 2-67: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 69 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau	65



Abbildung 2-68: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 80 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau	66
Abbildung 2-69: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 120 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau	66
Abbildung 2-70: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 150 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau	66
Abbildung 2-71: 50-Punkte Messgitter Bodenplatte des Flight-Lab Demonstrators, Freq.: 240 Hz, Shaker Anregung 20-1000Hz, Plot 1: vor dem Ausbau, Plot 2: nach dem wieder Einbau	66
Abbildung 2-72: 350-Punkte Messgitter der 7 Bodenplatten des Flight-Lab Demonstrators die sich vor dem Lautsprecher-Array befinden, Lautsprecher Anregung 40 Hz, Frequenzantwort: Plot 1: 80Hz, Plot 2: 120Hz, Plot 3: 160 Hz, Plot 4: 200 Hz, Plot 5: 240 Hz	67
Abbildung 2-73: Darstellung des Tools zur Bereinigung von Messdaten	68

5 Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1: Auflistung der installierten Außenmikrofone und Kulite.	9
Tabelle 2-2: Auflistung der verwendeten Kabinenmikrofone und Mikrofone zwischen Paneelen und Außenhaut.	11
Tabelle 2-3: Auflistung der verwendeten Beschleunigungssensoren	12
Tabelle 2-4: Übersicht über die Parameter ausgelesen aus der FTI-Unit.....	13
Tabelle 2-5: Ausgewählte Flugzustände.....	14
Tabelle 2-6: Auswahl aus der Gesamtzahl an installierten Sensoren, für die Leistungsspektren berechnet wurden.	16



Letzte Seite des Dokuments.